TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA – KWIECIEŃ 1936 r. Nr. 4.

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ

SŁOWO WSTĘPNE

Doceniając doniosłą rolę jaką dla postępu techniki i rozwoju przemysłu spełnia prasa fachowa oraz rozumiejąc, że jedynie czasopismo techniczne, oparte o inżynierów specjalistów w danej dziedzinie techniki moze się właściwie rozwijać i stać na wysokim poziomie — Związek Polskich Inżynierów Lotniczych, skupiający ogół inżynierów pracujących w lotnictwie polskiem, rozpoczął niniejszym zeszytem działalność wydawniczą.

W pracy tej Z. P. I. L. stawia sobie jako główne zadanie — szerzenie wiadomości o postępie nauk technicznych dotyczących lotnictwa oraz wytwórczości lotniczej.

Będąc głęboko przekonanymi, że rozpoczynając tę pracę przyczynimy się do dalszego rozwoju lotnictwa polskiego, wierzymy, że pismo niniejsze jako organ Z. P. I. L., spotka się wśród ogółu techników nietylko z zainteresowaniem ale i poparciem wyrażającem się przez czynną współpracę i rozpowszechnianie pisma.

Zarząd Z. P. I. L.

Prezes: *A. Seńkowski*
Wice-prezes: *W. Challier*
Wice-prezes: *L. Łabuć*
Sekretarz: *W. Zaremba*
Z-ca sekretarza: *M. Kaczanowski*
Skarbnik: *L. Dulęba*
Gospodarz: *K. Jagoszewski*

Komisja Wydawnicza Z. P. I. L.

Przewodniczący: *L. Łabuć*
Członkowie: *J. Dziewoński*
A. Grzędzielski
S. Krzyczkowski
Z. Łuczyński
J. Pawlikowski
S. Rogalski
J. Rzewnicki
S. Szulc

OD REDAKCJI

Związek Polskich Inżynierów Lotniczych, przyjmując „Techniczne Nowości Lotnicze" za swój organ, dał zaszczytny dla nas dowód uznania, godnie zamykający naszą dotychczasową działalność kładzenia podwalin pod czasopismo, reprezentujące polską technikę lotniczą. Program naszej działalności szkicowo nakreślony w numerze styczniowym b. r. nie ulegnie zmianie; obecnie damy jedynie wyraz pewności, że dzięki Związkowi P. I. L. program ten zostanie urzeczywistniony szybciej i lepiej. Oparte o Związek, „Techniczne Nowości Lotnicze" staną się nietylko odbiciem postępu lotnictwa na całym świecie ale i głosem polskiego technika lotniczego, świadomego zadań, stojących przed naszem lotnictwem.

OBLICZENIE SKRZYDEŁ WIELODŹWIGAROWYCH

Dr. Inż. WITOLD BILLEWICZ

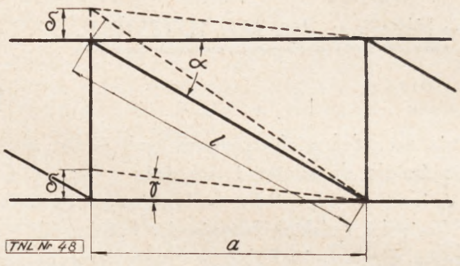
Przed podaniem do wiadomości wyników pracy oryginalnej, połączonej z badaniami laboratoryjnemi w Laboratorjum Politechniki Warszawskiej przy łaskawem poparciu W. P. Profesora Hubera i przy współpracy P. Inż. Kurowskiego i P. Maksymowicza, chcę podać wyciąg z artykułu W. F. Kisielewa w Nr. 1 1936 roku Tiechniki Wozdusznogo Fłota, traktujący o obliczaniu skrzydeł wielodźwigarowych. Jeżeli chodzi o obliczenie skrzydeł wolnonośnych jednodźwigarowych lub dwudźwigarowych, to metoda ich obliczania jest dostatecznie opracowana (patrz szereg prac w Sprawozdaniach I.B.T.L.), co pozwala dość dokładnie znaleść naprężenia przy zadanem obciążeniu zewnętrznem. Obecne metody konstrukcji skrzydeł wolnonośnych wymagają coraz bardziej zwrócenia uwagi na skrzydła wielodźwigarowe, o których właśnie mowa w artykule niniejszym. W Sprawozdaniu Nr. 2 (17) I.B.T.L. z 1935 r. podany jest sposób obliczania skrzydeł jednodźwigarowych na skręcanie, niezależnie od ilości ścianek wewnętrznych, przenoszących naprężenia styczne. Tam jednak dla dźwigarów trójpasowych mogliśmy nie uwzględniać kwestji zamocowania skrzydła przy nasadzie, co wprowadza zwiększenie sztywności przy jednoczesnem zwiększeniu naprężeń normalnych w pasach dźwigarów. Obecnie dla skrzydeł wielodźwigarowych musimy uwzględnić te dodatkowe naprężenia w pasach, powstałe ze względu na opór, pochodzący od przekroju zamocowanego, na wszelkie odkształcenia przekroju skrzydła przy obciążeniu momentem skręcającym. Rozpatrzymy więc dwa wypadki obliczeń:

1) dla skrzydła nieskończenie długiego, gdzie przekrój zamocowany jest nieskończenie oddalony, a więc i wpływ jego może być pominięty;

2) dla skrzydła o skończonej długości, gdzie obliczyć należy wpływ zamocowania na wielkość naprężeń.

Przy obliczeniu zakładamy obciążenie przekroju momentem skręcającym i siłą ścinającą, co pozwala na obliczenie dodatkowych naprężeń w przekroju od zamocowania jako efekt obciążenia przy skręcaniu, jak również i przy ścinaniu. Dla ułatwienia obliczeń zrobimy pewne założenia upraszczające. Sprowadzamy mianowicie dźwigary skrzydeł niezależnie od konstrukcji do dwóch pasów i ścianki środkowej. Gdyby dźwigary składały się tylko z pasów, przekątni i słupków, to wprowadzamy ściankę zastępczą, zamiast odrzuconych przekątni, których siła składowa odpowiadałaby sile tnącej w przekroju ścianki zastępczej.

Rysując element dźwigara w widoku z boku (rys. 1), gdzie α jest kątem nachylenia prze-



Rys. 1.

kątni do pasów dźwigara, otrzymujemy oznaczone kreskowanemi linjami te boki po odkształceniu, przedstawione w skali skażonej. Pasy i słupki dźwigarów traktujemy jako zupełnie sztywne. Oznaczamy przez E_p i F_p — spółczynnik sprężystości i przekrój przekątni, zaś przez G_z i F_z — analogicznie dla ścianki zastępczej, l — długość przekątni, a — rozstęp słupków. Wydłużenie przekątni $= \delta \cdot \sin\alpha$, a więc składowa napięcia przekątni na kierunek ścianki ma wartość: $\frac{\delta \cdot \sin\alpha}{l} \cdot E_p \cdot F_p \cdot \sin\alpha$, odpowiadające temu napięcie w ściance zastępczej, pochodzące od naprężeń ścinających jest: $\frac{\delta}{a} \cdot G_z \cdot F_z$; przyrównując te wielkości po podstawieniu $a = l \,.\, \cos\alpha$, otrzymujemy warunek:

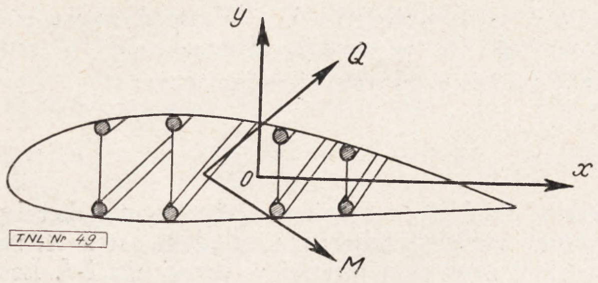
$$G_z \cdot F_z = E_p \cdot F_p \cdot \sin^2\alpha \cdot \cos\alpha$$

Mamy teraz skrzydło, składające się z szeregu kesonów, w postaci obwodów zamkniętych, składających się ze ścianki cienkiej, przenoszącej naprężenia ścinające, i z węzłów, odpowiadających przekrojom pasów, przenoszących naprężenia normalne. (Przy obliczaniu skrzydła na zginanie, możemy liczyć na współpracę ścianek wewnętrznych i powłoki skrzydła przy przenoszeniu naprężeń normalnych).

Żebra skrzydła liczymy jako dostatecznie sztywne na zginanie w ich płaszczyźnie, tak, że kształt przekroju wcale się nie zmienia w czasie obciążenia, lecz sztywność żeber zupełnie nie przeszkadza odkształceniom w kierunku prostopadłym do przekroju skrzydła.

Obliczenie skrzydeł nieskończenie długich

W tym wypadku nie mamy naprężeń dodatkowych, pochodzących od zamocowania skrzydła. Rozpatrzymy przekrój skrzydła, jak na rys. 2, gdzie wpływ obciążenia zewnętrznego zawsze może być przedstawiony w postaci siły ścinającej Q i momentu zginającego M, leżą-



Rys. 2.

cych w przekroju skrzydła. Siłę ścinającą Q zawsze sprowadzić możemy do środka sił poprzecznych (który się pokrywa ze środkiem skręcania), dodając odpowiedni moment skręcający; moment zaś M rozkładamy na kierunki X i Y głównych osi przekroju otrzymując dwa momenty zginające w płaszczyznach głównych poziomej i pionowej. Naprężenia od zginania obliczamy przy założeniu, iż przekrój pozostaje płaskim po obciążeniu momentem zginającym, wówczas naprężenia normalne w przekroju otrzymujemy ze wzoru:

$$\sigma = \frac{M_x \cdot y}{I_x} + \frac{M_y \cdot x}{I_y} \quad . \; . \; . \quad (1)$$

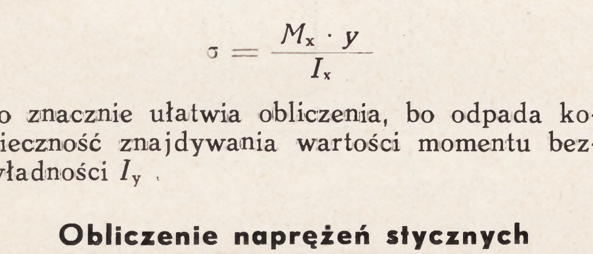
gdzie I_x i I_y są to główne momenty bezwładności. Najczęściej drugi wyraz we wzorze (1) jest tak mały w porównaniu z pierwszym, że wzór (1) może być napisany w postaci

$$\sigma = \frac{M_x \cdot y}{I_x}$$

co znacznie ułatwia obliczenia, bo odpada konieczność znajdywania wartości momentu bezwładności I_y.

Obliczenie naprężeń stycznych w przekroju

Pod działaniem siły ścinającej Q i momentu skręcającego M_0 w danym przekroju skrzydła nieskończenie długiego, powstają w tym przekroju tylko naprężenia styczne, przenoszone przez ścianki wewnętrzne i powłokę skrzydła (kierunki naprężeń pokrywają się z kierunkiem powłoki i ścianek). Wytnijmy element skrzydła o długości jednostkowej (rys. 3) i załóżmy, iż przekrój skrzydła jest stały, i obciążony jest z jednej strony przez wektor Q (zastępujący siłę ścinającą i moment skręcający) i z drugiej przez odpowiednie naprężenia wewnętrzne. Ze względu na obszar wielospójny przekroju, nie możemy tu stosować zwykłych wzorów na obliczenie naprężeń ścinających i dlatego robimy przekroje w ściance w każdym z obszarów dwuspójnych, wprowadzając uogólnione siły zastępcze (rys. 4). Otrzymujemy w ten sposób zwykły przekrój otwarty, czyli obszar jednospójny, znajdujący się pod zadanem obciążeniem zewnętrznem. W miejscach przekroju ścianki każdego obszaru dwuspójnego wstawiamy odpowiednią siłę zastępczą, którą na jednostkę długości skrzydła wyrazić możemy wzorem

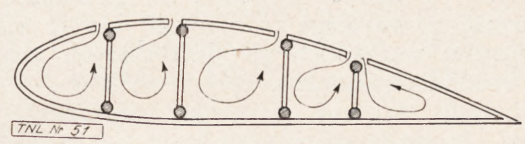


Rys. 3.

$$q_i = \tau_i \cdot \delta_i = \text{const.}$$

(dla każdego obszaru dwuspójnego),

jest to więc wydatek naprężeń ścinających, gdzie τ_i — jest naprężeniem stycznem w miejscu przekroju ścianki, δ_i zaś — grubością ścianki w tem miejscu (i — oznacza odpowiedni kolejny numer obszaru dwuspójnego). Jak wynika z warunków równowagi, q — jest stałe dla każdego obszaru dwuspójnego (rys. 4) i stanowi zresztą czynnik umożliwiający pracę na skręcanie dla przekroju otwartego (bo przekrój otwarty nie posiada wcale sztywności skrętnej). Możemy teraz nasz układ rozpatrywać jako zwykły, statycznie niewyznaczalny, gdzie wielkości q_i traktujemy jako wielkości statycznie niewyznaczalne.



Rys. 4.

Rozkładając wektor Q na składowe Q_x i Q_y w kierunku osi głównych przekroju, możemy znaleść wielkości naprężeń stycznych w przekroju rozciętym (otwartym), pochodzące od tych sił ścinających (bez momentu skręcającego). Otrzymujemy:

$$\tau_{Q_x} = \frac{Q_x \cdot S_x}{I_y \cdot \delta_i} \quad \text{i} \quad \tau_{Q_y} = \frac{Q_y \cdot S_y}{I_x \cdot \delta_i} \quad . \; . \quad (2)$$

i odpowiadający temu wydatek naprężeń wyrazi się wzorem:

$$q_Q = \tau_Q \cdot \delta_i = \frac{Q_x \cdot S_x}{I_y} + \frac{Q_y \cdot S_y}{I_x} \quad . \; . \quad (3)$$

co wynika ze zwykłych wzorów dla naprężeń ścinających, stosowanych w obliczeniach wytrzymałościowych.

Naprężenie styczne τ_Q — jest oczywiście skierowane wzdłuż obwodu jak wskazuje rys. 5, gdzie kierunek dla każdego obwodu przyjęty

jest jako przeciwny ruchowi wskazówki zegara. Momenty statyczne S_c i S_v brane są względem osi X albo Y dla tej całej części obwodu, która leży powyżej przekroju, w którym określane jest naprężenie styczne. Strzałki na rys. 5 wskazują na kolejność całkowania, przy określaniu momentów statycznych dla odpowiednich przekrojów, zaś ilość strzałek na odpowiednich odcinkach oznacza ilość obwodów włączonych do całkowania przy określaniu momentów statycznych dla przekrojów na tych odcinkach.



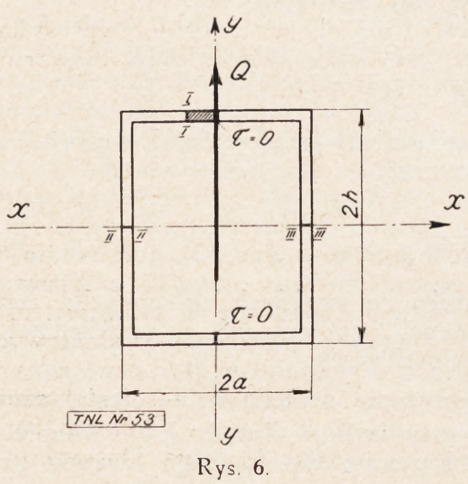
Rys. 5.

Pamiętać należy, że przy określaniu wielkości τ_Q przyjmowaliśmy, iż w przekrojach ścianek obszarów dwuspójnych naprężenia styczne równe są zeru. A więc łącznie, naprężenia τ_i — jako zastępcze w miejscu rozcięcia i τ_Q — od siły ścinającej w przekroju otwartym, dają nam całkowitą wartość naprężeń stycznych w przekroju. Onaczając przez F_i — wielkość powierzchni wewnątrz odpowiedniego obszaru dwuspójnego, h_i — odległość środka ciężkości całego przekroju od stycznej do obwodu w punkcie danym, c — odległość siły Q od środka ciężkości, oraz przez i — ilość obszarów dwuspójnych (w danym wypadku 5), otrzymujemy zależność z warunku równowagi, biorąc sumę momentów wszystkich sił działających względem środka ciężkości:

$$2 \sum_{1}^{i} q_i F_i + \int_{C} q_Q \cdot h_i \cdot ds - Q \cdot c = O \quad . \quad (4)$$

gdzie obszar całkowania obejmuje cały obwód C, t. j. zewnętrzny i ścianki wewnętrzne.

Weźmy dla przykładu obszar dwuspójny symetryczny o obwodzie prostokątnym, jak na rys. 6, obciążony siłą pionową Q, przechodzącą



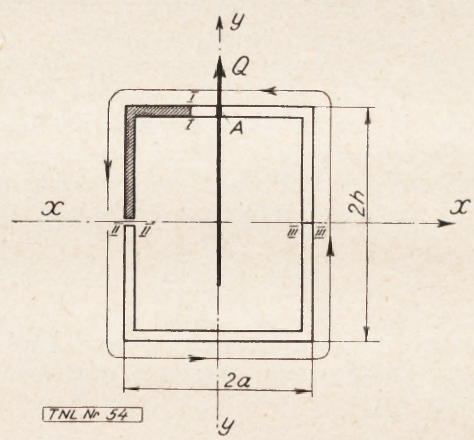
Rys. 6.

przez oś symetrji Y - Y. Wartość naprężenia stycznego τ_I w dowolnym przekroju I-I znaleźć możemy odrazu, stosując wzór:

$$\tau_I = \frac{Q \cdot {}_{I}}{\delta \cdot I_x}$$

gdzie S_I jest momentem statycznym zakreskowanej części przekroju, względem osi X-X, zaś δ jest grubością ścianki w przekroju I-I. Lecz wzór ten stosować możemy jedynie dlatego, iż w przekrojach ścianki na osi Y-Y naprężenie $\tau = 0$, ze względu na warunki symetrji, a więc metoda obliczeń sprowadza się faktycznie do tego, że przekrój dwuspójny zamieniamy na otwarty (jednospójny), nie przykładając żadnych sił zastępczych w miejscu przekroju ścianki na osi symetrji.

Nie możemy już tego uczynić dla obszarów dwuspójnych niesymetrycznych, czyli, robiąc przekrój ścianki dla otrzymania przekroju otwartego, musimy dać tu odpowiednią siłę zastępczą.



Rys. 7.

Wykonamy podobne obliczenia dla przekroju symetrycznego, jak na rys. 6, zakładając, że nie znamy faktycznego rozkładu naprężeń stycznych w przekroju przy obciążeniu siłą Q. Dla otrzymania przekroju otwartego robimy tu przekrój ścianki II-II, przykładając nieznaną siłę zastępczą q_i, gdzie $q_i = \tau_{II} \cdot \delta_{II}$. Ze względu na warunek równowagi, ten wydatek naprężeń q_i jest stały dla całego obwodu. Otrzymujemy więc obciążenie przekroju otwartego, wyrażone wydatkiem q_Q od ścinania i q — od siły zastępczej.

Dla przekroju ścianki I-I (w przekroju otwartym) wartość

$$q_Q = \frac{Q \cdot {}'_{I}}{I_x}$$

gdzie S' jest momentem statycznym względem osi X-X części przekroju zawartej między II-II i I-I. Kierunek naprężeń w przekroju wypada w tym wypadku jako niezgodny z ruchem wska-

zówki zegara i podany jest na rysunku. Maksymalna wartość naprężeń τ_Q otrzymuje się w przekroju *III-III*. Całkowity stan napięcia w przekroju określa się przez $q = q_i + q_Q$, pozostaje więc do obliczenia tylko wartość q_i dla otrzymania q w dowolnym przekroju.

Korzystamy tu z równania równowagi (4) które dla danego przykładu wyrazi się w postaci:

$$2 q_i \cdot F + \oint_C q_Q \cdot h_i \cdot ds = 0,$$

stąd po podstawieniu wartości na q_Q otrzymujemy:

$$q_i = - \frac{Q}{2 I_x \cdot F} \cdot \oint_C S_I' \cdot h_i \cdot ds$$

lub po wykonaniu całkowania:

$$q_i = - \frac{Q}{2 I_x \cdot F} \cdot \delta \cdot F \cdot (2 a h + h^2) =$$

$$= - \frac{Q \cdot \delta}{2 I_x} \cdot (2 a h + h^2)$$

Łatwo zauważyć, iż tę samą wartość otrzymamy dla q_i, określając naprężenia τ_{II} w przekroju *II-II* p.g. wzoru (jak dla przekroju symetrycznego) $\tau_{II} = \frac{Q \cdot S_{II}}{\delta \cdot I_x}$, gdzie S_{II} jest momentem statycznym względem X części przekroju zawartej między A i *II-II*. A więc po dodaniu wartości q_i i q_Q otrzymujemy wartość τ_I, jak we wzorze początkowym. Dla każdego przekroju dwuspójnego niesymetrycznego postępujemy w sposób zupełnie analogiczny.

W przykładzie podanym warto zwrócić uwagę na fakt, iż przekrój rozcięty niezdolny jest sam przenieść siły ścinającej Q, gdyż naprężenia styczne q_Q nie spełniają warunków równowagi (równanie 4), ponieważ rozkład tych naprężeń wymaga pewnej sztywności skrętnej przekroju, czego nie posiada przekrój otwarty. Dopiero siła zastępcza q_i, dająca stały wydatek naprężeń ścinających na obwodzie, a temsamem moment skręcający $2F.q$, umożliwiła przeniesienie tej siły, wprowadzając zdolność przekroju do przeniesienia momentu skręcającego. Zajmiemy się teraz obszarami wielospójnymi, gdzie mamy tyle sił zastępczych q, ile jest obszarów dwuspójnych w przekroju, a więc nie wystarcza tu jedno równanie równowagi (4).

Dla obliczenia wielkości statycznie niewyznaczalnych q_i, rozpatrzymy warunki odkształceń przekroju. Zasadniczym warunkiem jest założenie pierwotnie zrobione o absolutnej sztywności żeber na zginanie w płaszczyźnie przekroju, tak, iż w czasie odkształcenia następuje obrót całego przekroju dokoła osi podłużnej, a więc wszystkie obwody, stanowiące obszary dwuspójne, otrzymują ten sam kąt skręcenia. Warunek ten umożliwia napisanie dodatkowych równań, co łącznie z równaniem (4) umożliwia określenia statycznie niewyznaczalnych wielkości — q_i.

Dla określenia względnego kąta skręcenia elementu skrzydła o długości jednostkowej (rys. 3) stosujemy twierdzenie Castigliano'a, obciążając przekrój urojonym momentem skręcającym M_u i biorąc pochodną całkowitej energji potencjalnej tego elementu względem M_u, poczem podstawiamy $M_u = O$.

Naprężenie przy działaniu skręcającego momentu urojonego M_u może być określone za pomocą odpowiedniego wydatku naprężeń: q_i^u związanego warunkiem:

$$2 \sum_1^i q_i^u F_i = M_u$$

Nowy stan napięcia określa się wielkościami naprężeń stycznych

$$q_Q, \quad \text{i} \quad q_i + q_i^u = q_i'$$

w rozpatrywanym przekroju otwartym.

Ponieważ moment M_u wywołuje stan napięcia q_i^u we wszystkich obszarach dwuspójnych, wprowadzając tem samem momenty skręcające M_i^u w tych obszarach, możemy więc traktować te momenty jako niezależne, a sumę ich jako cały moment M_u. Wobec tego, iż obrót każdego obwodu jest ten sam co całego przekroju, możemy więc dla określenia względnego kąta skręcenia brać pochodną cząstkową energji potencjalnej względem któregoś z momentów M_i^u.

Oznaczając przez L energję potencjalną układu przed przyłożeniem momentu M_u i przez L' — po przyłożeniu, otrzymujemy:

$$\frac{\partial L'}{\partial M_i^u} = \frac{\partial L'}{2 F_i \cdot \partial q_i^u} = \gamma,$$

gdzie γ jest względnym kątem skręcenia (dla jednostki długości skrzydła). Lecz rozumując analogicznie, możemy wprost dawać przyrosty ∂q_i dla obciążenia przez wydatki q już istniejące i otrzymać w ten sposób wprost kąt skręcenia γ, bez podstawiania zerowej wartości dla momentu urojonego.

Mamy więc warunek:

$$\frac{1}{2 F_i} \cdot \frac{\partial L}{\partial q_i} = \gamma \quad . \; . \; . \; . \quad (5)$$

Stosując równanie (5) kolejno do wszystkich obwodów dwuspójnych i przyrównując je do siebie ze względu na tę samą wartość kąta γ, otrzymujemy i—1 równań dodatkowych, które łącznie z równaniem (4) pozwolą na wyznaczenie wszystkich *(i)* wielkości statycznie niewyznaczalnych, $q_1, q_2 \ldots \ldots q_i$, a tem samem i wielkości względnego kąta skręcenia γ.

Dla określenia energji potencjalnej elementu skrzydła o długości jednostkowej (rys. 3), możemy stosować wzór:

$$L = \int_C \frac{\tau^2 \delta\, ds}{2\, G} = \int_C \frac{q^2}{2\, G} \cdot \frac{ds}{\delta}$$

gdzie całkowanie obejmuje cały (zewnętrzny i wewnętrzny) obwód C, lub, stosując ten wzór do jakiegoś obszaru dwuspójnego „i" oznaczonego literami A-B-C-D (rys. 5), gdzie kierunek całkowania wskazany jest na rysunku, otrzymujemy wartość L_i dla tego obszaru. Przy stosowaniu zresztą wzoru (5), gdzie mamy pochodną czątkową względem q_i wystarczy podstawienie wartości L_i, zamiast L.

$$L_i = \int_{C\text{-}B} \frac{(q_i + q_Q)^2}{2\, G} \cdot \frac{ds}{\delta} + \int_{B\text{-}A} \frac{(q_i - q_{i-1} + q_Q)^2}{2\, G} \cdot \frac{ds}{\delta} + \int_{A\text{-}D} \frac{(q_i + q_Q)^2}{2\, G} \cdot \frac{ds}{\delta} + \int_{D\text{-}C} \frac{(q_i - q_{i+1} - q_Q)^2}{2\, G} \cdot \frac{ds}{\delta}$$

analogiczne wzory piszemy dla każdego obszaru dwuspójnego.

Po podstawieniu L_i do wzoru (5) otrzymujemy:

$$\frac{\partial L_i}{\partial q_i} = 2 F_i \cdot \gamma = q_i \left(\int_{C\text{-}B} \frac{ds}{G \cdot \delta} + \int_{A\text{-}D} \frac{ds}{G \cdot \delta} \right) + (q_i - q_{i-1}) \int_{B\text{-}A} \frac{ds}{G \cdot \delta} + (q_i - q_{i+1}) \int_{D\text{-}C} \frac{ds}{G \cdot \delta} + \int_{C\text{-}B} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} + \int_{B\text{-}A} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} + \int_{A\text{-}D} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} - \int_{D\text{-}C} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} \quad . \; . \; . \quad (6)$$

Dla każdego z obszarów dwuspójnych piszemy analogicznie równanie (6), otrzymujemy w ten sposób i równań, do których wchodzi też względny kąt skręcenia γ.

Oczywiście, w każdym obszarze całkowanie prowadzimy wzdłuż odpowiednich dla tego obszaru boków: C-B, B-A, A-D i D-C.

Dla ułatwienia rachunku wprowadzamy oznaczenia:

$$\frac{1}{2 F_i} \left(\int_{C\text{-}B} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} + \int_{B\text{-}A} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} + \int_{A\text{-}D} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} - \int_{D\text{-}C} \frac{q_Q \cdot ds}{G \cdot \delta} \right) = \alpha_i$$

Wówczas równanie (6) napisać możemy w postaci:

$$q_i \left(\int_{C\text{-}B} \frac{ds}{G \cdot \delta} + \int_{A\text{-}D} \frac{ds}{G \cdot \delta} \right) + (q_i - q_{i-1}) \int_{B\text{-}A} \frac{ds}{G \cdot \delta} + (q_i - q_{i+1}) \int_{D\text{-}C} \frac{ds}{G \cdot \delta} = 2 F_i (\gamma - \alpha_i) \quad . \quad (7)$$

Równanie (7) jest zasadniczem równaniem dla obliczania skrzydeł nieskończenie długich przy obciążeniu siłą ścinającą i momentem skręcającym. Jeżeli przekrój jest obciążony tylko momentem skręcającym, czyli siła ścinająca jest równa zeru, a więc i $q_Q = 0$, wówczas podstawiając tę wartość, otrzymujemy $\alpha_i = 0$, równanie zaś (7) przybierze postać:

$$q_i \left(\int_{C\text{-}B} \frac{ds}{G \cdot \delta} + \int_{A\text{-}D} \frac{ds}{G \cdot \delta} \right) + \left(q_i - q_{i-1}\right) \int_{B\text{-}A} \frac{ds}{G \cdot \delta} + \left(q_i - q_{i+1}\right) \int_{D\text{-}C} \frac{ds}{G \cdot \delta} = 2 F_i \cdot \gamma \quad . \; . \quad (8)$$

jednocześnie równanie (4) po podstawieniu $q_Q = 0$ da nam wartość momentu skręcającego M_0.

$$2 \sum_1^i q_i \cdot F_i = M_0 \quad . \; . \; . \; . \quad (4')$$

Zupełnie analogicznie założyć możemy, iż moment skręcający równy jest zeru i tylko siła poprzeczna Q, przechodząca przez środek sił poprzecznych (środek skręcenia) obciąża przekrój skrzydła. Wówczas kąt skręcenia $\gamma = 0$ i równanie (7) będzie miało wygląd:

$$q_i \left(\int_{C\text{-}B} \frac{ds}{G \cdot \delta} + \int_{A\text{-}D} \frac{ds}{G \cdot \delta} \right) + \left(q_i - q_{i-1}\right) \int_{B\text{-}A} \frac{ds}{G \cdot \delta} + \left(q_i - q_{i+1}\right) \int_{D\text{-}C} \frac{ds}{G \cdot \delta} = -2 F_i \cdot \alpha_i \quad . \; . \quad (9)$$

Pisząc te równania (9) dla wszystkich obszarów dwuspójnych i określając wszystkie statycznie niewyznaczalne wielkości q, możemy z równania (4) znaleść odległość c od środka ciężkości przekroju dla dowolnej siły poprzecznej Q, poprowadzonej w dowolnym kierunku i spełniającej warunek, że moment skręcający $M_0 = 0$.

Dwukrotne rozwiązanie tego układu równań przy założeniu dwu różnych kierunków dla siły obciążającej Q, da nam dwie wartości c_1 i c_2 wyznaczające dokładnie środek skręcenia przekroju rozpatrywanego. (Najczęściej najdogodniej obciążać przekrój raz siłą w kierunku osi X, i drugi raz w kierunku osi Y, otrzymujemy wówczas odrazu współrzędne środka skręcenia w układzie X-Y).

Z obliczeń powyższych mamy więc już środek skręcenia i kąt skręcenia przy dowolnem obciążeniu przekroju skrzydła, co się zaś tyczy ugięcia skrzydła, stosujemy najczęściej zwykłe metody wytrzymałościowe, jak przy obciążeniu belki momentem zginającym.

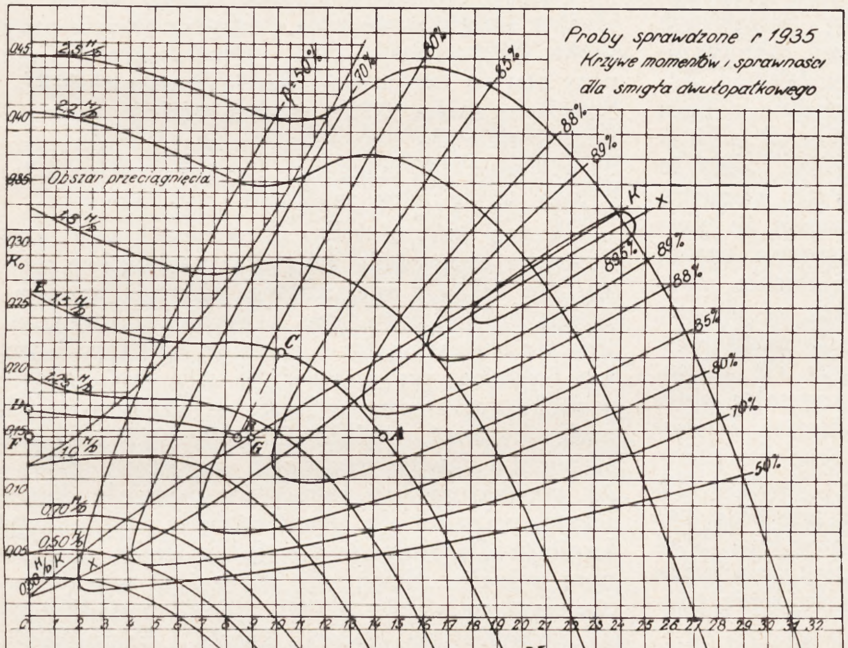
(D. n.)

DOBRANIE ŚMIGŁA DO SILNIKA I SAMOLOTU

Dr. H. C. WATTS

Tłomaczone z drugiej części artykułu p. t. „Airscrew Development", The Aircraft Engineer, (Supplement to Flight) February 27, 1936, przez inż. K. Wójcickiego.

Świeżo ogłoszono sprawozdanie z prób nad rodziną śmigieł o różnych skokach uszeregowanych od 0,3 do 2,5 *D*. Sprawozdanie to stanowi rewizję i rozszerzenie sprawozdania R. and M. 829. Zrobiłem wyciąg charakterystyk momentów różnych śmigieł na podstawie prób i pokazałem je z dodaniem linji równej sprawności na rysunku 1.



Rys. 1.

W ogólności, punkt odpowiadający maksymalnej szybkości lotu przy pełnym gazie, będzie w przybliżeniu znajdował się około maksymalnej możliwej sprawności, co pokazano przez punkt A dla śmigła o skoku 1,5 *D*. Ten punkt odpowiada warunkom konstrukcji.

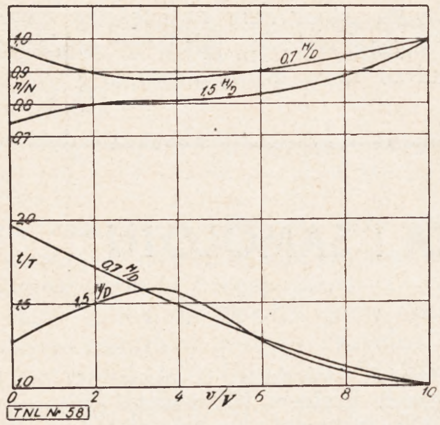
Moment silnika jest w przybliżeniu stały przy stałych obrotach, co zostaje przyjęte dla celów niniejszej pracy. Moment oporowy śmigła zmienia się jednakże proporcjonalnie do kwadratu obrotów i wyraża się wzorem $\rho k\ n^2 D^5$. We wzorze ρ jest gęstością powietrza; n ilością obrotów; D — średnicą śmigła; k_q jest spółczynnikiem momentu pokazanym na rys. 1 w zależności od posuwu v/nD i stosunku skoku do średnicy.

Dla śmigła o stałym skoku spółczynnik momentu powiększa się, gdy szybkość samolotu maleje. W związku z tem liczba obrotów musi spaść tak, ażeby moment oporowy śmigła $\rho k_q n^2 D^5$ pozostał równy stałemu momentowi silnika. Ilość obrotów silnika jest przeto minimalna przy najniższej szybkości lotu, właśnie więc wtedy, gdy na nieszczęście chcemy mieć maksymalną moc do startu.

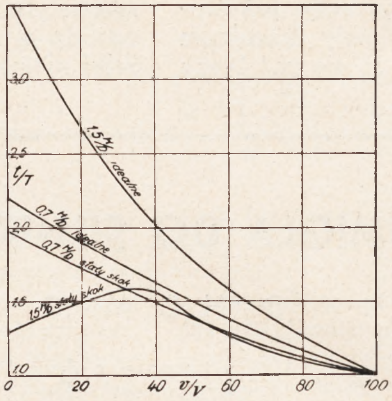
Rys. 2 oparty na rys. 1 pokazuje dla dwóch śmigieł mających skoki 0,7 i 1,5*D* zmianę ilości obrotów i ciągu w zależności od zmiennej szybkości lotu. Na tym rysunku wszystkie następujące wielkości: ciąg *t*, szybkość *v*, i ilość obrotów *n* wyrażono w zależności od zamierzonego ciągu *T* szybkości *V* i ilości obrotów *N*.

Należy zaznaczyć, że chociaż dla śmigła o skoku 0,7*D* obroty spadają, to ciąg stale rośnie, aż do maksymalnego przy pracy silnika na starcie. Dla śmigła o skoku 1,5*D* ciąg początkowo rośnie, następnie spada, aż do wartości mniejszych niż przy maksymalnej szybkości. To zmniejszenie ciągu jest spowodowane przeciągnięciem łopatek, zjawiskiem identycznem z przeciągnięciem skrzydeł.

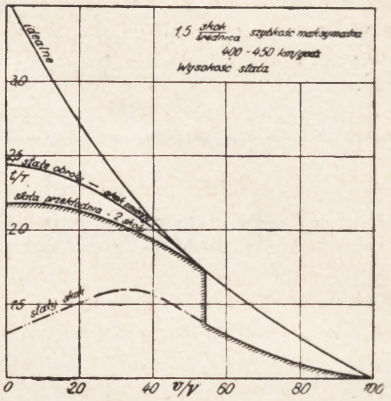
Rysunek bardzo wyraźnie wykazuje wady śmigieł o stałym skoku; są to po pierwsze zmniejszenie ilości obrotów ze stratą mocy i po drugie, co jest bardziej nawet ważne, strata ciągu przy śmigłach o dużych skokach, spowodo-



Rys. 2.



Rys. 3.



Rys. 4.

wana przez przeciągnięcie łopatek. Rozważania te prowadzą bezpośrednio do zasadniczego tematu niniejszej pracy: jak w dalszym rozwoju śmigieł uniknąć wymienionych strat i jak utrzymać maksymalny możliwy ciąg dla wszystkich szybkości.

Wróćmy znów do rysunku 1. Należałoby dążyć do tego, ażeby śmigło pracowało z maksymalną możliwą wydajnością przy wszystkich prędkościach lotu. Ażeby otrzymać taki rezultat, krzywa spółczynnika momentu takiego idealnego śmigła musi przebiegać zgodnie z linją XX, ponieważ dla każdej wartości v/nD ta linja odpowiada maksymalnej wydajności. Jest to przekrój poprzeczny pęku krzywych momentu dla rozmaitych skoków. Stąd wniosek, że pierwszym krokiem w kierunku utrzymania naszej idealnej krzywej jest jakieś urządzenie, pozwalające na zmiany skoku łopatek ze zmianą szybkości lotu. Dalej w dążeniu do osiągnięcia maksymalnej wydajności chciałoby się także mieć maksymalną moc i stąd maksymalne stałe obroty silnika dla wszystkich szybkości. Znaczy to, że moc pobrana przez śmigło proporcjonalna do $\rho k_q n^3 D^5$ musi pozostać stała. Spółczynnik momentu k_q dla idealnego śmigła jednakże maleje ze zmniejszaniem się szybkości lotu. Stąd drugi wniosek, że należy przewidzieć urządzenie pozwalające na zwiększenie albo średnicy śmigła, albo ilości obrotów śmigła.

Jeśli średnicę śmigła utrzymujemy stałą, to ilość obrotów musi wzrosnąć. Jeśli obroty śmigła utrzymujemy stałe to średnica śmigła musiałaby wzrosnąć. Pierwsza możliwość oznacza zmianę skoku plus zmienną przekładnię. Druga możliwość oznacza zmianę skoku plus zmianę wymiarów linjowych.

Drugą możliwość odrzucam, oznacza ona bowiem dodanie wszystkich komplikacji zmiennej średnicy do komplikacji zmiennego skoku.

Pierwsza możliwość jest bardziej praktyczna. Przeprowadzenie jej do końca pociągnęłoby za sobą zbyt wysokie obroty dla warunków startu (ciąg w miejscu), jednak kryje ona w sobie szereg możliwych i praktycznych kompromisów.

Rys. 3 podaje ciąg jaki byłby otrzymany przy takich idealnych śmigłach, mających pierwotne skoki 0,7 i 1,5D. Rysunek ten pokazuje także ciąg dla zwykłego śmigła o stałym skoku i przekładni. Przestrzeń między niemi przedstawia pole dla rozwoju śmigieł o zmiennym skoku.

Należy zwrócić specjalną uwagę na to, że idealne śmigło powiększa ciąg przy starcie przy skoku 0,7D tylko o 13%. Powiększenie ciągu przy starcie śmigła o skoku 1,5D wynosi 275%. Śmigło o skoku 0,7D byłoby, ogólnie mówiąc, dopasowane do samolotu mającego maksymalną szybkość 180 km/godz.. Śmigło o skoku 1,5D byłoby użyte przy szybkości 400 km/godz.

W tym leży nietylko przyczyna i usprawiedliwienie stosowania śmigieł o nastawnym skoku, ale także i wyjaśnienie późnego wprowadzenia śmigieł tego typu. Dawniej dla samolotów mających śmigła o skokach mniejszych niż ich średnica, nie warto było stosować śmigieł o skoku nastawnym w locie, ze względu na ich małą szybkość, niedochodzącą do 240 km/godz. Dopiero z chwilą osiągnięcia większych szybkości produkowanych samolotów powstała dostateczna pobudka dla przyciągnięcia niezbędnego kapitału dla rozwoju śmigieł o skoku nastawnym w locie. Należy się zgodzić, iż powiększenie ciągu na starcie o 13% nie usprawiedliwiłoby powiększenia ciężaru, kosztu i komplikacji.

Gdy szybkość wzrosła ponad granicę, położoną w w bliskości 240 km/godz sytuacja zupełnie się zmieniła i powstały warunki, usprawiedliwiające wprowadzenie śmigieł o skoku nastawnym w locie. Jak już zaznaczyłem i co bardziej dobitnie podkreślę w dalszym ciągu, rozważania, które tak kompletnie zmieniły pogląd, oparte były na oderwaniu strug spowodowanym przeciągnięciem łopatek. Ogólnie przyjęty pogląd, że celem zmiany skoku i zmiany przekładni jest utrzymanie stałych obrotów silnika nie jest słuszny. Rzeczywistym podstawowym celem jest uniemożliwienie przeciągnięcia łopatek. Każde rozwiązanie, które nie daje tego nie znajduje dla siebie dostatecznego usprawiedliwienia.

Wskazałem na idealne śmigło jako cel. Zamierzam teraz rozpatrzyć pewną ilość mniej lub więcej praktycznych pomysłów i zobaczyć jak dalece zbliżają się one do idealnego śmigła. Spodziewam się, że niektóre z nich mogą się bardzo zbliżyć do ideału.

I — dwuskok — przekładnia stała.
II — zmienny skok — stała przekładnia.
III — stały skok — zmienna przekładnia.
IV — stały skok — dwustopniowa przekładnia.
V — dwuskok — dwustopniowa przekładnia.
VI — zmienny skok — dwustopniowa przekładnia.

Dla każdej z tych kombinacji zamierzam ograniczyć się do trzech śmigieł z pierwotnemi skokami 0,7; 1,5; 2,5*D*. Odpowiada to w praktyce zgrubsza szybkościom 180, 400 i 720 km/godz. Rozpatrzone będą dwa typy silników:

a — niedosilony,

b — dosilony, utrzymujący stałą moc aż do naprzykład, 6000 m.

Silniki niedosilone

I — Dwuskok — stała przekładnia.
II — Stałe obroty (constant speed), zmienny skok i stała przekładnia.

Pierwsze rozwiązanie śmigła jest zrealizowane na przestawialnym dwuskoku Hamiltona. Zasada jego polega na hydraulicznem sterowaniu mechanizmu. Ciśnienie oleju oraz własny moment skrętny sprowadza łopatki aż do położenia odpowiadającego najmniejszemu skokowi. Do łopatek są zamocowane ciężary (przeciwwagi) i gdy ciśnienie oleju zmniejsza się, moment obracających się przeciwwag pokonywa skrętny moment łopatek i ustala je w położeniu odpowiadającem największemu skokowi. Ta metoda sterowania ma tę korzyść, że ciśnienie oleju, które może nastręczać kłopoty ze względu na nieszczelności, jest użyte tylko w ciągu stosunkowo krótkiego okresu lotu przy położeniu śmigła odpowiadającem mniejszemu skokowi.

Drugi wypadek zobrazowany jest przez śmigło Curtiss-Wright. W zasadzie jest ono bardzo proste a jednak bardzo skuteczne. Łopatki obracane są na każdy kąt, nawet na ujemny, przez przekładnię 1/36000 napędzaną przez silnik elektryczny. W obydwu tych typach skok śmigła zależy od woli pilota: w przypadku śmigła Hamilton nastawia się jeden albo drugi skok, a w wypadku śmigła Curtiss każde żądane położenie. Dla obydwu typów opracowuje się urządzenia do automatycznie stałej ilości obrotów.

Jeśli nie pokazałem, lub nawet krótko nie opisałem śmigła o zmiennym skoku Hele - Shaw Beacham, to powstało to stąd, że było ono dokładnie opisane w pracy, przedstawionej Royal Aeronautical Society przez dr. Hele - Shaw w 1928 roku. Jest to typ śmigła o stałej prędkości, jednakże sterowanego, przy którym pilot może ustalać w ruchu każdą żądaną ilość obrotów śmigła. Podobnie do Hamiltona, śmigło to steruje się między minimalnym a maksymalnym skokiem, podczas gdy Curtiss Wright może być ustalony na każdym kącie w zakresie 360°, co jest cechą niewątpliwie korzystną.

Omówiwszy krótko obecne rozwiązania konstrukcyjne, rozpatrzymy skutek zmiany skoku wyrażony w zależności od ciągu i szybkości samolotu. Dla zobrazowania przyjmuję, że śmigło mające pierwotny skok 1,5*D* odpowiada z grubsza szybkości 400 do 450 km/godz.

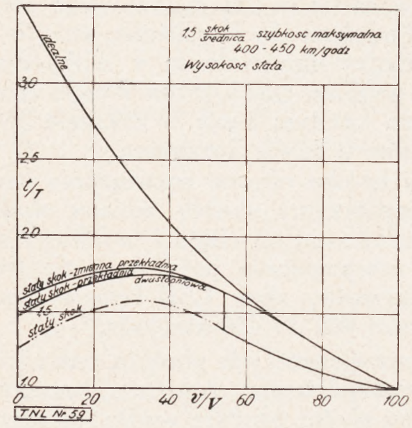
Na rys. 2 zaznaczono jak pracują omawiane śmigła. A — przedstawia założone warunki. Śmigło o stałym skoku pracuje wzdłuż krzywej momentu od A do E, przy niższych szybkościach pracuje ono w zakresie przeciągnięcia. Dwuskok pracuje przy wyższym skoku wzdłuż krzywej momentów od A do C. Przy C które odpowiada szybkości wznoszenia zawartej pomiędzy 0,55 i 0,6 szybkości w locie poziomym, po zmianie skoku śmigło kontynuuje swą pracę, od szybkości wznoszenia do warunków startu, wzdłuż krzywej momentów, co pokazano przez BD. Zauważyć należy, że w tym wypadku zmiana skoku przy starcie nie wyprowadzi śmigła z obszaru oderwania (przeciągnięcia). Śmigło o stałej ilości obrotów pracuje wzdłuż krzywej stałego momentu ABF, wkraczającej w obszar przeciągnięcia. Śmigło idealne pracuje wzdłuż krzywej momentów określonej na rys. 1 przez AGK, w obszarze zupełnie wolnym od przeciągnięcia.

Rysunek 4 pokazuje wielkości ciągów; obydwa śmigła, dwuskok i o stałej ilości obrotów nieco odbiegają od ideału, lecz należy zwrócić uwagę na ogromne polepszenie w stosunku do śmigła o stałym skoku. Należy zauważyć spadek ciągu przy dwuskoku, spowodowany wejściem w obszar przeciągnięcia w pobliżu warunków startu. Przy starcie (ciąg na miejscu) ciągi są następujące: 1,29 dla stałego skoku, 2,18 dla dwuskoku, 2.47 dla stałej ilości obrotów, porównane z 3,54 dla śmigła idealnego. Zebrane materjały i doświadczenia nasuwają przypuszczenie, że używane krzywe nie zupełnie przedstawiają wartości momentu oporowego dla warunków rzeczywistych. Ażeby jednak dojść do jakichś względnych wyników, uznano za słuszne używanie pewnego zbioru krzywych opartego na badaniach podobnych łopatek.

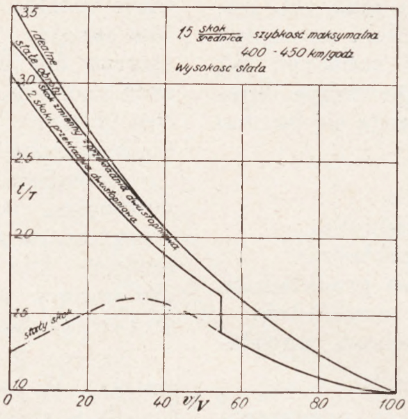
Jeśli, jak to mojem zdaniem jest możliwe, punkt przeciągnięcia będzie nieco bardziej opóźniony i ciąg startowy będzie większy w warunkach rzeczywistych, różne szybkości, o których mówiłem, ulegną zmianie, lecz wyniki względne pozostaną w zasadzie niezmienione.

III — Stały skok i zmienna przekładnia.
IV—Stały skok i dwustopniowa przekładnia.

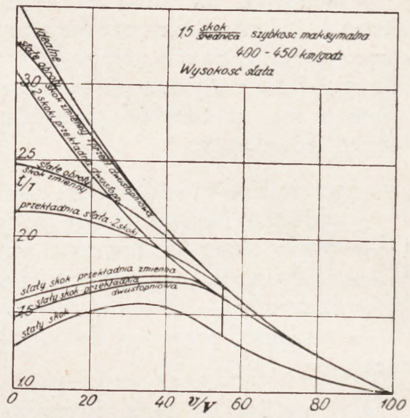
Od czasu do czasu dyskutowano, czy dwustopniowa przekładnia mogłaby zastąpić zmienny skok. Odpowiedź wypada negatywnie, ponieważ rozwiązanie to nie uniemożliwia prze-



Rys. 5.



Rys. 6.



Rys. 7.

ciągnięcia łopatek śmigła. Celem dwustopniowej przekładni jest umożliwienie utrzymania przez silnik maksymalnych obrotów pomimo, że śmigło obraca się wolniej. Zwiększenie mocy nieco powiększy szybkość śmigła, co spowoduje powiększenie ciągu, lecz to powiększenie przy startowej liczbie obrotów wywoła początek przeciągnięcia śmigła nawet przy wyższej niż przedtem szybkości.

Rys. 5 przedstawia polepszenie ciągu spowodowane użyciem dwustopniowej przekładni dla śmigła o skoku 1,5 D (szybkość samolotu 400—450 km/godz). Ażeby przeprowadzić sprawiedliwe porównanie znów zakładam, że druga przekładnia będzie używana przy wznoszeniu się z szybkością 0,55—0,6 maksymalnej szybkości. Wynik, porównany z dwuskokiem pokazanym na rys. 4, zaledwie opłaca wydatek i powiększenie wagi. Dwustopniowa przekładnia nie stanowi odpowiednika dla zmiennego skoku lub dwuskoku, zaś bardziej trudna i skomplikowana ewentualność stosowania przekładni o automatycznej zmianie przeniesienia, celem utrzymania stałych obrotów silnika, jest niewiele lepsza. Ciąg na starcie w danym wypadku wynosi 1,29 dla stałego skoku, 1,48 dla dwustopniowej przekładni, 1,56 dla zmiennej przekładni, w porównaniu do 3,54 dla śmigła idealnego.

V — Dwuskok — dwustopniowa przekładnia.

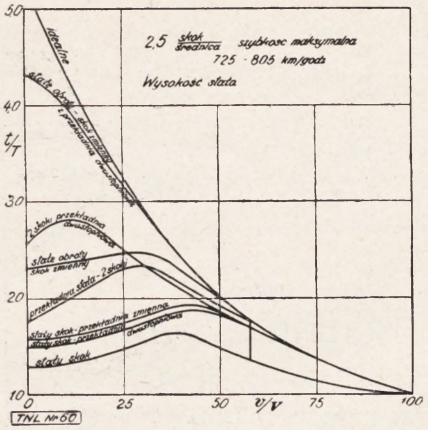
VI — Zmienny skok — dwustopniowa przekładnia.

Zadaniem dwustopniowej przekładni nie jest stwarzanie odpowiednika dla zmiennego skoku, takiem jednak zadaniem i to bardzo ważnem dla bardzo szybkich samolotów, jest zastosowanie jej jako dodatku do zmiennego skoku. Zamierzam wykazać, że połączenie tych dwóch zasad pozwoli zbliżyć się bardzo do idealnej krzywej.

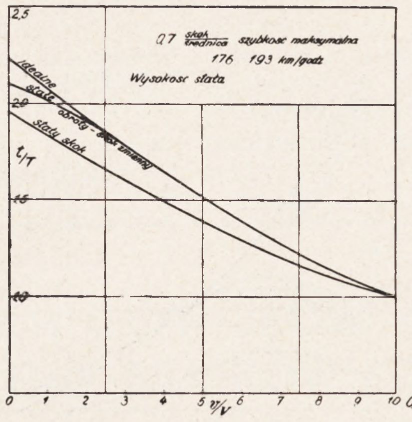
Wracając do wyczynów dwuskokowego śmigła, pokazano, że dla szybkości 400 km/godz. lub więcej, nawet przy drugim skoku łopatki byłyby przeciągnięte na ziemi. Ażeby uniemożliwić przeciągnięcie, konieczne jest zmniejszenie skoku do 1,0D lub mniej. Ażeby to zrobić przy stałej przekładni silnika, trzebaby było pędzić silnik na nadmiernych obrotach. Możnaby temu zapobiec przez wprowadzenie drugiej przekładni, która pozwalałaby śmigłu obracać się z potrzebną szybkością, zachowując jednocześnie obroty silnika w dozwolonych granicach. Dla rozpatrywanego wypadku przyjąłem przekładnię 1,235 i w ten sposób zyskałem możność obniżenia skoku od wysokiego 1,5D do niskiego 0,8D, który zabezpiecza przed przeciągnięciem, dla wszystkich wypadków lotu. Lepsze jeszcze wyniki możnaby uzyskać przy użyciu wyższej przekładni i obniżeniu jeszcze bardziej skoku, lecz istnieją zupełnie określone granice takiego postępowania. Czem niższy drugi skok, tem wyższe obroty śmigła, i albo otrzymanoby bardzo wysokie prędkości na końcach łopatek przy niskich prędkościach lotu (warunki, przy których wysokie szybkości końców łopatek są najszkodliwsze), albo przeciwnie pierwotna ilość obrotów byłaby odpowiednio niższa, co w konsekwencji powiększałoby wymiary i ciężar śmigieł. W tym szczególnym wypadku jeżeli szybkość końców łopatek przy drugiej przekładni jest 275 m/sek., to w założonych warunkach lotu szybkość końców łopatek wynosiłaby 223 m/sek.

Rys. 6 pokazuje, jak bardzo powyższe układy zbliżają się do ideału. Ciąg na ziemi śmigła o stałym skoku, dwuskoku, i idealnego są odpowiednio 1,29; 3.06; 3,54. Na zakończenie należy zwrócić uwagę na krzywą ciągu dla śmigła o stałej ilości obrotów z dwustopniową przekładnią z jej wartością ciągu na ziemi 3,3; stanowi to powiększenie ciągu na ziemi o 256% w stosunku do zwykłego śmigła o stałym skoku i oddalenie tylko o 7% od idealnego śmigła.

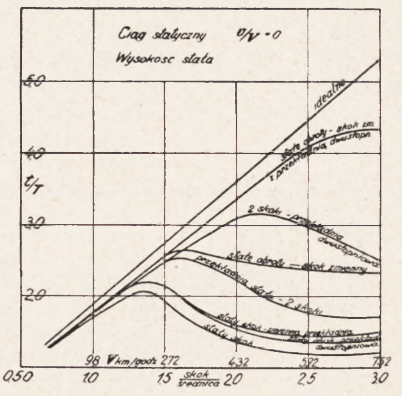
Dwustopniowa przekładnia wraz ze zmiennym skokiem daje dalsze korzyści. Śmigło obraca się przy najwyższej przekładni tylko przy starcie i wznoszeniu, zaś większa część lotu odbywa się przy niskiej przekładni, to jest przy zmniejszonej o 20% szybkości końców łopatek. Niezależnie od polepszenia wydajności, śmigło



Rys. 8.



Rys. 9.



Rys. 10.

będzie mniej hałasowało, co jest bardzo ważne dla obydwu rodzajów lotnictwa: wojskowego i cywilnego.

Rys. 7 pokazuje krzywe ciągu dla rozmaitych założonych układów.

Rys. 8 pokazuje podobne krzywe ciągu dla tych samych układów, lecz dla śmigieł ze skokiem 2,5*D*, odpowiadającym szybkościom 725 do 800 km/godz. Ogólny układ i zalety pozostaną te same, lecz ich względna wartość się zmieni. Wszystkie układy za wyjątkiem jednego są teraz gorsze na przeciągnięcie. Wyjątek ten stanowi śmigło o stałej ilości obrotów z dwustopniową przekładnią, które zbliża się najbardziej do idealnej krzywej.

Rys. 9 pokazuje przeciwny koniec opisywanego szeregu krzywych ciągu dla śmigła o skoku 0,7*D*, odpowiadającego 180—200 km/godz. W tym wypadku wszystkie krzywe leżą bardzo blisko siebie (nie pokazano wszystkich) i tak blisko śmigła o stałym skoku, że jak zaznaczono przedtem, korzyść, jaką osiągnięto przez zastosowanie zmiennego skoku lub zmiennej przekładni, nie jest warta nakładu kosztów i kłopotów.

Bezpośrednio nasuwa się interesujące pytanie: przy jakiej szybkości śmigło o zmiennym skoku staje się coś warte i przy jakiej szybkości możemy oczekiwać powstania potrzeby dodania dwustopniowej przekładni. Na te pytania najlepiej odpowie rysunek 10, który przedstawia ciąg na ziemi w zależności od skoku. Ażeby dać możność dokładniejszej oceny, dodano skalę odpowiadającą w przybliżeniu szybkościom. Śmigło o stałym skoku, projektowane dla maksymalnej szybkości 225 km/godz., daje na ziemi ciąg równy w przybliżeniu 80% ciągu śmigła idealnego. Pewne polepszenie jest możliwe i może być osiągnięte zarówno dobrze przy pomocy śmigła o zmiennym skoku, jak i przy pomocy dwustopniowej przekładni.

Rys. 10 pokazuje nadto, że śmigło o zmiennym skoku bądź w postaci dwuskoku bądź o stałej ilości obrotów, odpowiada pełnym wymaganiom tylko dla wąskiego zakresu samolotów o szybkościach od 225 do 320 km/godz. Powyżej 320 km/godz. ciąg śmigła o zmiennym skoku spada znacznie poniżej idealnej krzywej. Dwuskok połączony z dwustopniową przekładnią, pracuje dobrze aż do 480 km/godz. Powyżej tej szybkości dobrze pracuje jedynie śmigło o stałej ilości obrotów z dwustopniową przekładnią. Powyżej 640 km/godz. każdy z tych układów wykazuje znaczne pogorszenie. Narazie nie ma potrzeby iść dalej, lecz prawdopodobnie musiałaby technika dla każdego lotu ponad 800 km/godz dojść do trzech przekładni, jeśli obecny typ śmigła nie byłby zastąpiony inną postacią napędu odrzutowego.

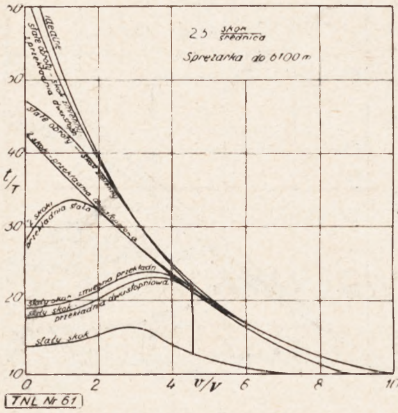
Pragnę zaznaczyć w tem miejscu, że moje twierdzenia są prawdziwe i ogólne tylko, gdy ograniczam się do wyrażania ich w postaci stosunku „skok/średnica". Przełożyłem ten stosunek na termin „km/godz.", ażeby umożliwić łatwiejszą ocenę moich uwag. Z otrzymanych szybkości można wywnioskować, że szybkości końców łopatek będą zawarte między 245 a 275 m/sek. Dla silników z reduktorami, zmniejszającemi szybkość na końcach łopatek, ogólne wnioski również wyrażą się stosunkiem „skok/średnica", lecz szybkości muszą być odpowiednio zmienione.

Posiłkując się zatem wyrażeniem „skok/średnica", chciałbym ogólnie zreasumować dla silników niedosilonych i słabo dosilonych, co następuje:

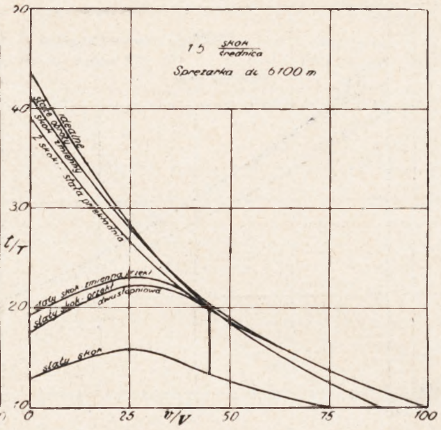
Jeżeli samolot rozważany jest lub byłby zaopatrzony w śmigło, mające maksymalny skok mniejszy niż średnicę, to korzyść z zastosowania śmigła o zmiennym skoku jest bardzo wątpliwa. Jeżeli ma ono skok większy, niż jego średnica, to warto o tem mówić, i zastosowanie śmigła staje się coraz bardziej konieczne w miarę powiększania skoku. Jeżeli największy skok jest większy, niż 1,3*D*, to staje się pożądaną dwustopniowa przekładnia.

Silniki dosilone

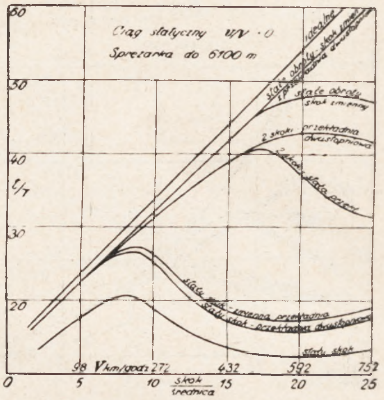
Poprzednie moje uwagi ograniczyły się do silników niedosilonych lub słabo dosilonych i pozwalających na pełne otwarcie przepustnicy na ziemi. Obecnie przechodzę do wypadku silnika



Rys. 11.



Rys. 12.



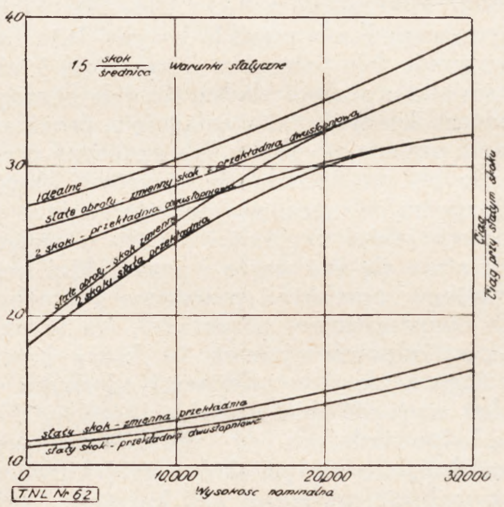
Rys. 13.

dosilonego, i tu znowu jest konieczne pewne uproszczenie ze względu na zmienność stopnia dosilenia, a mianowicie przyjęcie hypotetycznego silnika, który, myślę, nie różniłby się tak dalece od przeciętnych silników, aby odebrać wagę moim rozważaniom. Przyjęty silnik jest tak dosilony, ażeby dawał na wysokości 6.000 m. tę samą moc, co na poziomie morza.

Rozpatrywane śmigła są zaprojektowane dla niższych, niż maksymalne, obrotów silnika przy locie poziomym na wysokości 6.000 m. Rys. 11 pokazuje krzywe ciągu dla skoku 2,5D, a rys. 12 dla skoku 1,5D. Szybkość wznoszenia na poziomie morza jest przyjęta jako 0,45 maksymalnej szybkości na 6.000 m. Rys. 13 pokazuje ciąg na ziemi na poziomie morza, wyrażony w zależności od skoku i jak na rys. 12, od szybkości obliczonej dla szybkości końców łopatek równej 260 m/sek. Ciąg jest wyrażony w zależności od ciągu projektowanego, to znaczy w zależności od ciągu przy maksymalnych obrotach i maksymalnej szybkości na wysokości 6.000 m.

Zasadniczą rzeczą do zanotowania jest to, że chociaż dla niedosilonego silnika ciąg na ziemi śmigła o stałym skoku, dla skoku 0.7D, wynosił 87% w stosunku do idealnego śmigła, to dla silnika dosilonego do 6.000 m. wynosi 77% w stosunku do idealnego śmigła. Zatem stąd wynika jeszcze silniejsza potrzeba stosowania śmigieł o zmiennym skoku nawet przy mniejszych skokach. Nadto, jak przedtem przy niskich skokach, każdy z układów daje prawie te same rezultaty, które w praktyce dorównywują idealnemu. Jednakże w dalszym ciągu pozostaje niezaprzeczonym faktem to, że przy małych skokach otrzymywane korzyści są bardzo małe w porównaniu z otrzymywanemi wartościami dla śmigieł o dużych skokach. Przypuszczam, że moje poprzednie wnioski pozostają prawdziwe aż do skoków poniżej 1,0D. ponieważ jest wątpliwe, czy osiągnięte w tych wypadkach korzyści pokryją koszt śmigła o zmiennym skoku. Powyżej tych skoków, lub 225 km/godz. na 6.000 m, powyższe wątpliwości znikają. Dwuskok daje ciąg na ziemi bardzo zbliżony do idealnego aż do około 480 km/godz., a śmigło o stałej ilości obrotów aż do 530 km/godz. Powyżej tego zjawia się potrzeba dwustopniowej przekładni ze śmigłem o stałych obrotach, jednak należy zaznaczyć, że dwustopniowa przekładnia z dwuskokiem jest gorsza od śmigła o stałych obrotach ze stałą przekładnią. Jeszcze raz podkreślam bezskuteczność dwustopniowej lub ciągłej przekładni przy śmigle o stałym skoku.

W porównaniu z silnikami niedosilonemi nasuwają się przedewszystkiem uwagi, że zmienny skok staje się pożądany przy pewnej, zwykle stałej wartości skoku, to znaczy dla około 240 km/godz, zaś dwustopniowa przekładnia przedstawia wartość dopiero przy 480 km/godz w przeciwieństwie do około 320 km/godz. dla silnika niedosilonego.



Rys. 14.

Na rys. 14 połączyłem razem dwa wypadki silników: niedosilony i dosilony do 6.000 m. Krzywe pokazują dla różnych wysokości dosilenia stosunek ciągu na ziemi przy różnych układach do ciągu na ziemi śmigła o stałym skoku. Śmigło, użyte do przykładu, miało skok 1,5D, odpowiadający w przybliżeniu 400 do 450 km/godz przy różnych wysokościach. Głównym celem tego rysunku jest pokazanie, że jest

wysokość dosilenia, przy której wartość dwustopniowej przekładni znika zupełnie. Dla przytoczonego śmigła wypada ona w przybliżeniu 5.500 m.

Kończąc, chciałbym zaznaczyć, że jedną z trudności i niebezpieczeństw w omawianiu wyczynów śmigła, jest obecność wielu zmiennych odchyleń i kombinacyj. Jest niemożliwe w tak ograniczonym zbiorze krzywych pokrycie całego zakresu, to też rozważania tak ograniczone pozostawiają możliwość nieporozumień i krytyki.

OCENA ZMIENNYCH CZYNNIKÓW WPŁYWAJĄCYCH NA CHŁODZENIE SILNIKÓW POWIETRZEM

KENNETH CAMPBELL

Tłomaczone z oryginału amerykańskiego p. t. „Evaluation of Variables Influencing Air Cooling of Engines", S.A.E. Journal, November 1935, str. 401—410, przez inż. J. Tuszyńskiego.

Od szeregu lat jest odczuwany brak zależności, pozwalających na zredukowanie danych, charakteryzujących chłodzenie silnika, od jednych warunków do drugich. Naśladowanie podczas próby warunków, w których zamierza się badać chłodzenie silnika, jest zazwyczaj bardzo uciążliwe a nieraz połączone z ogromnemi kosztami. Dane dotyczące chłodzenia silników dla różnych typów okapotowań, warunków lotu i stanów atmosfery, byłyby nadzwyczaj cenne dla wytwórców silników i samolotów, jak również dla ich użytkowników, pod warunkiem, że dane te pozostawałyby w pewnej wyraźnej zależności od analogicznych danych, uzyskanych dla pewnych wzorcowych warunków chłodzenia. Przed ostatecznem rozwiązaniem tego zagadnienia należy zdać sobie sprawę z licznych zmiennych, oddziałujących na temperatury ścianek cylindrów. Następujące niezależne od siebie czynniki najsilniej wpływają na intensywność chłodzenia:

1. Moc indykowana na jednostkę powierzchni ścianek cylindrów.
2. Stosunek powietrza do paliwa w mieszance.
3. Temperatura mieszanki paliwa z powietrzem.
4. Ukształtowanie powierzchni chłodzącej.
5. Konstrukcja deflektorów i okapotowania.
6. Temperatura powietrza chłodzącego.
7. Szybkość powietrza chłodzącego względem powierzchni.
8. Gęstość powietrza chłodzącego.

Zagadnienie to zostało już częściowo oświetlone przez innych badaczów. Sprawy okapotowania, deflektorów i projektowania powierzchni chłodzącej były już przedmiotem licznych badań. Praca niniejsza zdaje sprawę z dodatkowych doświadczeń, poświęconych w głównej mierze ocenie wpływu temperatury, szybkości i gęstości powietrza chłodzącego oraz temperatury powietrza, dopływającego do gaźnika.

Opis jednocylindrówki użytej do prób

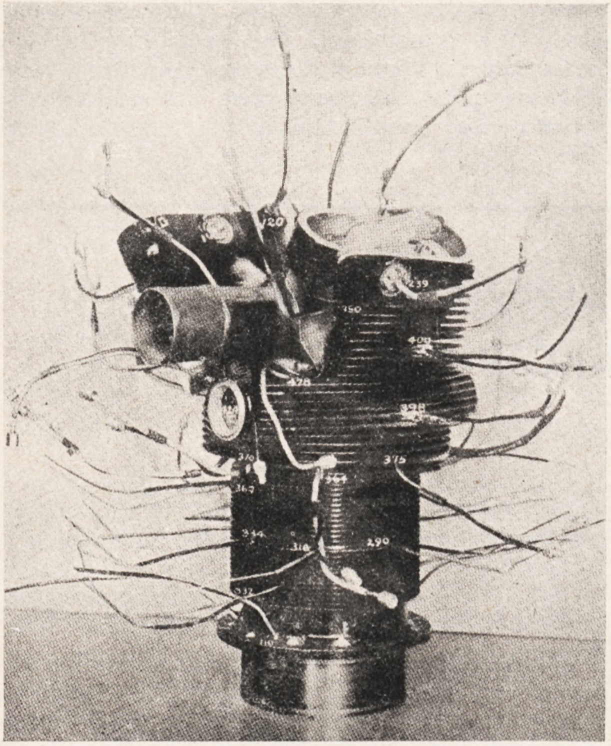
Większość prób laboratoryjnych przeprowadzono na silniku jednocylindrowym o budowie cylindra typowej dla nowoczesnego silnika lotniczego chłodzonego powietrzem; w ten sposób zyskano możliwość dokładnego ustalenia licznych zmiennych, wpływających na wynik prób. W miarę możności przeprowadzono dodatkowe próby na silnikach wielocylindrowych celem sprawdzenia wyciągniętych wniosków, obecnie zaś prowadzone są próby w locie.

Do jednocylindrówki użyto cylindra silnika Wright Whirlwind o średnicy 127 mm, skoku 139,7 mm i stopniu sprężania 7:1. Przy zwykłem zasysaniu i pełnem otwarciu przepustnicy moc jednostkowa wynosi tu około 28 KM na litr objętości skokowej. Przewidziano oczywiście możność regulowania i pomiaru stosunku powietrza do paliwa, temperatury powietrza przed gaźnikiem, temperatury powietrza chłodzącego, szybkości powietrza chłodzącego i temperatury oleju.

Na silnikach gwiazdowych o chłodzeniu powietrznem przyjęto temperaturę podkładki świecowej jako wskazówkę zmienności krytycznych temperatur silnika, aczkolwiek taką temperaturą krytyczną silników jest w istocie rzeczy temperatura tłoka. Podczas omawianych prób pomiar temperatur tłoka nie był praktycznie możliwy, mierzono natomiast wahania temperatur całej powierzchni cylindra, używając do tego celu 36 termopar.

Rys. 1 przedstawia widok cylindra, zaopatrzonego w tempopary. Deflektory wykonano zgodnie ze wskazówkami Beisel'a, MacClain'a i Thomas'a[1]*). Celem uzyskania odpowiedniej zależności pomiędzy przedniemi i tylnemi temperaturami cylindra i umożliwienia pracy przy dużej mocy musiano zapewnić zwiększoną szyb-

*) Cyfry w nawiasach kwadratowych odpowiadają spisowi literatury, podanemu przy końcu artykułu.



Rys. 1. Tylna wydechowa strona cylindra przygotowanego do próby.

kość powietrza, trafiającego na przednią część cylindra, niezasłoniętą przez deflektory. Wylot kanału, doprowadzającego powietrze chłodzące, miał przekrój prostokątny.

Przegląd dawniejszych danych

Na podstawie badań laboratoryjnych, przeprowadzonych w przeciągu ostatnich 30 lat, ustalono podstawowe zależności temperatur powierzchniowych od gęstości, szybkości i temperatury powietrza. Bardzo obfite materjały doświadczalne wskazują, że równanie przenoszenia ciepła, przypisywane Bossinesq'owi [2] (1905 rok) i niezależnie wyprowadzone przez Nusselta [3] w 1909 r., jest słuszne zarówno dla przepływu burzliwego [4], jak i laminarnego [5]. Przez ograniczenie zmiennych do gęstości, szybkości i temperatury powietrza, równanie staje się dostatecznie proste dla zastosowania praktycznego.

Przyjmując stałą ilość odprowadzanego ciepła, występującą naprzykład w silniku, rozwijającym stałą moc indykowaną przy niezmienności innych warunków pracy, równanie może być podane w następującej formie:

$$t_w = t_a + C \cdot \frac{\mu^x}{k} \cdot \frac{1}{(\rho V)^x}$$

gdzie oznaczają:

t_w — temperatura ścianek,

t_a — temperatura powietrza,

μ — bezwzględna lepkość powietrza przy średniej z temperatur ścianki i powietrza,

k — przewodnictwo cieplne przy średniej z temperatur ścianki i powietrza,

ρ — gęstość powietrza,

V — szybkość powietrza,

C — stała zależna od użytych jednostek.

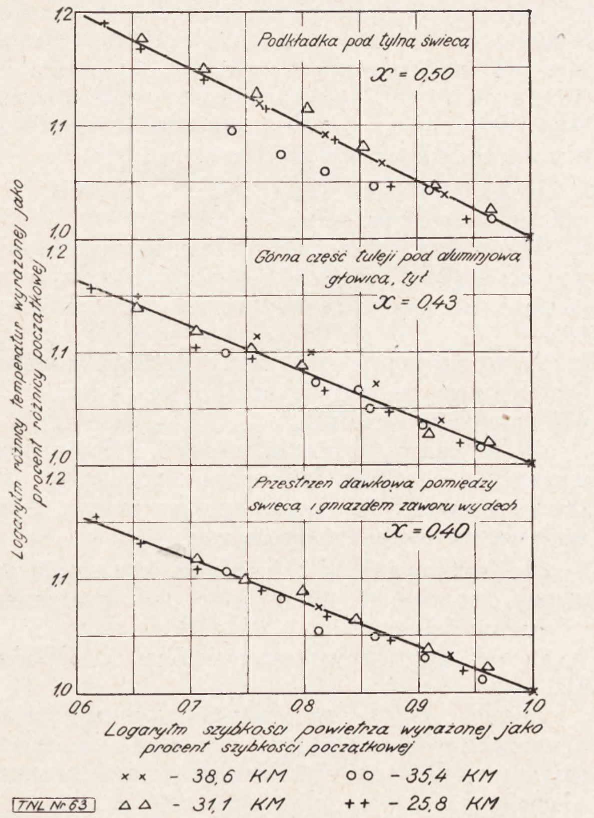
Doświadczenia Reiher'a [4] oraz Dittus'a i Boelter'a [6] dowodzą, że wielkości μ, ρ i V posiadają wspólny wykładnik. Dzięki temu ρ i V mogą być napisane pod postacią iloczynu, przedstawiającego przepływ masowy na jednostkę czasu.

Zmienność temperatury powietrza jest reprezentowana we wzorze nietylko przez składnik t_a ale i przez wpływ tej temperatury na wartość ilorazu μ^x/k. Lepkość μ i przewodność k pozostają w pewnej znanej zależności od temperatury powietrza. Sama zmienność gęstości w zakresie, wchodzącym w rachubę dla omawianego zagadnienia, pozostaje praktycznie biorąc bez wpływu na μ i k. Dane doświadczalne wskazują wszakże, że wartość ilorazu μ^x/k, dająca się zastosować do równania, musi być uzależniona od średniej z temperatur ścianki i powietrza. W związku z tem wartość ilorazu zależy częściowo od temperatury powietrza chłodzącego, częściowo zaś od temperatury ścianki, stykającej się z powietrzem. Zmienność ilorazu w zależności od temperatury powietrza nie będzie zatem taka sama dla wszystkich wypadków. Maksymalny wpływ tego ilorazu powinien się wyrażać 5 do 7-procentowym wzrostem różnicy temperatur między ścianką i powietrzem na 55,6°C (100°F) spadku temperatury powietrza chłodzącego. Z tego względu iloraz ten może być wydzielony i uwzględniony w dalszym ciągu pod postacią poprawki do temperatury, określonej w sposób przybliżony na podstawie równania, zawierającego pozostałe wyrazy.

Podstawowem wymaganiem, koniecznem dla zastosowania równania, jest znajomość wykładnika x. Ogłoszone wartości doświadczalne są dość rozbieżne, wahając się od 0,4 do 0,8 z wieloma wartościami pośredniemi. Do oświetlenia tej sprawy w zastosowaniu do cylindrów silników chłodzonych powietrzem walnie przyczynił się N.A.C.A. [7]. Wykładnik zależy w pierwszym rzędzie, jak się wydaje, od charakteru przepływu powietrza, regularnego lub burzliwego. Prawdopodobnem tłomaczeniem znacznej rozbieżności wyników wydaje się współistnienie w wielu wypadkach przepływów regularnego na jednych, burzliwego zaś na innych częściach badanej powierzchni, co w sumie daje pośrednie wartości wykładnika. Rodzaj przepływu zależy od sposobu, w jaki jest prowadzone powietrze i od wstępnej burzliwości powietrza.

Doświadczalne zbadanie równania

Aby uzyskać porównanie z istniejącemi danemi [7], przeprowadzono na jednocylindrówce szereg prób, mających za zadanie określenie wy-



Rys. 2. Wyznaczenie wykładnika *x* dla trzech położeń termopar.

kładnika *x* dla deflektorów i rodzaju powierzchni chłodzącej, wchodzących w rachubę. Przepływ masowy był zmieniany na drodze zmiany szybkości przez deflektory przy utrzymywaniu niezmiennej temperatury powietrza. Moc efektywna, obroty, temperatura powietrza przed gaźnikiem, stosunek powietrza do paliwa i temperatura wchodzącego oleju były utrzymywane na stałym poziomie podczas każdej próby. Wykładnik *x* mógł wówczas być otrzymany zwykłą metodą odkładania w spółrzędnych logarytmicznych różnicy temperatur w zależności od masowego przepływu (w tym wypadku szybkości), przyczem pochyłość uzyskanej linji określała wielkość wykładnika. W ten sposób otrzymano dane dla szeregu prób przy różnych mocach, dokonywując odczytów temperatur z 15 termopar, rozmieszczonych naokoło przestrzeni dawkowej oraz górnej i środkowej części tulei cylindra. Rys. 2 przedstawia typowe wyniki, uzyskane dla 3 termopar podczas czterech prób przy różnych mocach.

Dla większości położeń termopar, zwłaszcza w sąsiedztwie przestrzeni dawkowej, wykładnik był zbliżony do 0,5; w niektórych miejscach tulei cylindra uzyskano wyniki zdecydowanie niższe, w jednym wypadku nawet schodząc do 0,4.

W dalszym ciągu przeprowadzono próbę z silnikiem Wright Cyclone na hamowni z chłodzeniem przy pomocy wentylatora, ograniczając się do pomiaru temperatur na przednich i tylnych podkładkach świecowych. Silnik rozwijał moce do 400 do 800 KM, zaś spadek ciśnienia w deflektorach ulegał wahaniom od 533 do 76 mm słupa wody. Otrzymane wyniki zgodziły się całkowicie z wyżej przedstawionemi, zaś wartość wykładnika wahała się między 0,4 i 0,5.

Porównywując podane wyniki z wczesnemi badaniami N. A. C. A., które doprowadziły do ustalenia spółczynnika 0,8 dla cylindrów bez deflektorów, dochodzi się do wniosku, że użyte deflektory krytycznie oddziałały na wielkość wykładnika. Należy przypuszczać, że zmniejszony przekrój strumienia powietrza chłodzącego powoduje zmniejszenie liczby Reynoldsa poniżej wartości krytycznej, wywołując regularny przepływ powietrza na większej części, aczkolwiek prawdopodobnie nie całej, szerokości żeberek. Powstaje zagadnienie, czy wzburzenie powietrza za śmigłem podczas lotu pociągnie za sobą wzrost spółczynnika.

Po przyjęciu wykładnika 0,5 można było przystąpić do sprawdzenia wzoru, któryby pozwalał na określenie temperatur ścianek przy pewnym doborze gęstości, szybkości i temperatury powietrza na podstawie temperatur, zmierzonych przy innym układzie warunków.

Pierwsze przybliżenie. Wpływ zmian przepływu masowego i temperatury powietrza.

$$t_{w_2} = t_{a_2} + t_{D_1}\left(\frac{\rho_1 V_1}{\rho_2 V_2}\right)^{0,5}$$

Drugie przybliżenie. Wpływ zmian teemperatury średniej

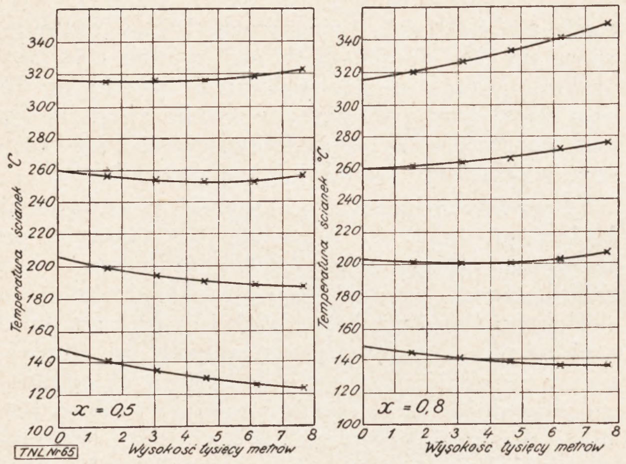
$$t^1_{w_2} = t_{w_2} + 0{,}05\, t_{D_1}\left(\frac{t_{w_1} - t_{w_2} + t_{a_1} - t_{a_2}}{200}\right)$$

gdzie

1 i 2 dotyczą układu warunków,
t_w — temperatura ścianek, ^{0}C,
t_a — temperatura powietrza, ^{0}C
t_D — różnica między temperaturami ścianki i powietrza, ^{0}C.

Podany wzór wymaga przeprowadzenia prób w locie celem ustalenia wartości wykładnika i stopnia przybliżenia, na jaki pozwala drugie równanie w stosunku do danej instalacji. Jak zaznaczono, wzór ten przyjmuje stałość mocy indykowanej i innych wewnętrznych warunków pracy, wpływających na temperatury ścianek, jak również nieobecność detonacji.

Interesujące będą wyniki, uzyskane przez zastosowanie podanego wzoru do hipotetycznego wypadku wznoszenia przy stałej mocy indykowanej, dającej się uzyskać przy użyciu silnika ze sprężarką, napędzaną turbiną spalinową i z chłodzeniem międzystopniowem. Analiza krzywej, podanej przez Allen'a i Oswald'a [8], wskazuje, że szybkość samolotu Douglas DC-2,



Rys. 3. Wpływ wykładnika x i początkowej temperatury ścianki na obliczoną zmienność temperatury ścianki z wysokością.

wznoszącego się przy stałej mocy i najkorzystniejszym kącie wznoszenia, zmienia się w przybliżeniu odwrotnie proporcjonalnie do gęstości powietrza w potędze 0,6. Opierając się na tej zależności, otrzymano krzywe, przedstawione na rys. 3, podające obliczoną zmienność temperatur ścianek wraz z wysokością dla różnych temperatur wyjściowych. Obliczenia przeprowadzono dla wykładników 0,5 i 0,8. To, że wyższe temperatury początkowe rosną z wysokością podczas gdy niskie spadają, jest logiczne, aczkolwiek ilościowe wyniki są ważne tylko dla pewnego specjalnego układu warunków. Jeśli zmienność szybkości z wysokością nie będzie odpowiadała poczynionym założeniom, wówczas zmiany temperatur ścianek będą zachodziły inaczej, niż przedstawiono na wykresie. Dwa główne wpływy, przyczyniające się do zmiany temperatur ścianek z wysokością są: a) wpływ spadku przepływu masowego na różnicę temperatur i b) wpływ spadającej temperatury powietrza chłodzącego; wpływy te są sprzeczne między sobą. Dla wysokich różnic temperatur czynnik a) działa silniej, przyczyniając się do wzrostu temperatur z wysokością, podczas gdy w połączeniu z niewielkiemi różnicami temperatur rola czynnika b) jest silniej zaznaczona, powodując spadek temperatur.

Obecnie prowadzone są próby w locie, mające za zadanie sprawdzenie wartości x, znalezionych w laboratorjum dla silników chłodzonych wentylatorem. Próby odbywają się na samolocie „Pilgrim" Fairchild'a, zaopatrzonym w okapotowany silnik Cyclone z normalnemi deflektorami Cyclone'owskiemi, ze sprężarką o przekładni 10:1, reduktorem o przekładni 16 do 11 i śmigłem o stałej ilości obrotów. W obieg oleju, kontrolującego skok śmigła, wstawiono zawór, którego zamknięcie pozwala na zachowanie stałego skoku śmigła na okres dostatecznie długi na to, aby można było dobrać ustawienie poprawki wysokościowej na podstawie spadku ilości obrotów silnika. Duże korzyści daje również elektryczny analizator spalin, pozwalający na sprawdzenie ustawienia poprawki lub też na dobranie tego ustawienia według wskazań analizatora. Ogólna metoda prowadzenia prób przedstawia się jak następuje:

1) Lot poziomy przy stałych obrotach na różnych wysokościach.

2) Zmiana ustawienia poprawki wysokościowej od regulacji bogatej do ubogiej, mijając regulację dla mocy maksymalnej, dla każdego lotu.

3) Rozpoczęcie prób przy pełnem otwarciu przepustnicy na największej z wysokości, przewidzianych w próbach.

4) W miarę obniżania wysokości lotów podwyższanie ciśnienia ładowania na tyle, aby skompensować tę część spadku mocy, która wpływa na temperatury ścianek.

5) Zapisywanie dla każdego ustawienia poprawki wszystkich temperatur pod przedniemi i tylnemi świecami oraz wszystkich danych, dotyczących warunków pracy silnika i chłodzenia.

Spadek mocy na niższych wysokościach przy zachowaniu stałego ciśnienia ładowania jest spowodowany pięcioma głównemi przyczynami:

1) Zmniejszenie dawki zasysanej do cylindrów wskutek podwyższonego przeciwciśnienia na wydechu.

2) Zwiększenie mocy, pochłanianej przez sprężarkę.

3) Zmniejszenie dawki, spowodowane podwyższoną temperaturą przed gaźnikiem.

4) Zwiększenie pracy tłoków podczas suwu zasysania.

5) Zmiana oporów tarcia.

Temperatury ścianek przy stałych ilościach obrotów ulegają wyraźnym zmianom wyłącznie pod wpływem przyczyn 1) i 2), na co wskazują rozważania, podane w dalszym ciągu pod nagłówkiem „Badania wpływu temperatury powietrza przed gaźnikiem". Z tego wynika, że zachowanie stałej ilości ciepła, oddawanego przez ścianki cylindrów, wymaga jedynie kompensowania tych oddziaływań na drodze podwyższania ciśnienia ładowania.

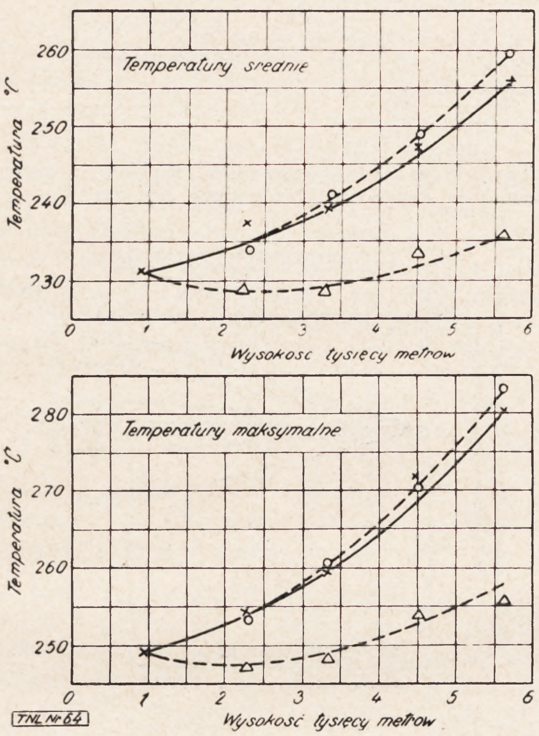
Tablica 1 przedstawia warunki próby w locie, przeprowadzonej w ostatnich czasach, rozpoczętej od wysokości 5330 m i połączonej z podwyższaniem ciśnienia ładowania na każdej wysokości według zgóry przygotowanych krzywych i obliczeń. Na rys. 4 pokazano zależność średnich i maksymalnych temperatur pod tylnemi świecami od wysokości, przyczem temperatury były określane każdorazowo dla regulacji poprawki, odpowiadającej najlepszej mocy.

Opierając się na temperaturze pod świecami, określonej na wysokości 760 m oraz na temperaturach powietrza i jego szybkościach w obrębie deflektorów, zmierzonych dla wszystkich

Tablica 1. Warunki prób w locie nad wydajnością chłodzenia na wysokości. Sprzęt: Samolot Fairchild Pilgrim z silnikiem SGR-1820-F-54. Stopień sprężania 6,4:1; Przekładnia sprężarki 10:1; Przekładnia reduktora 16:11; śmigło o stałej ilości obrotów.

Warunki próby					
Wysokość, m	5330	4270	3200	2130	760
Temperatura powietrza przed gaźnikiem, °C	— 8	— 1	6	13	24
Temperatura mieszanki za gaźnikiem, °C	—23	—18	—15	—12	— 6
Temperatura mieszanki w przew. wlot. Nr. 1, °C	60	57	60	63	68
Ilość obrotów silnika na minutę	1850	1850	1850	1850	1850
Ciśnienie ładowania, mm słupa rtęci (bezwzględne)	689	696	704	714	726
Moc efektywna plus moc sprężarki (obliczona), KM	562	547	536	530	514
Zmierzona szybkość powietrza, km/godz	240	227	209	199	187
Spadek ciśnienia w deflektorach, mm słupa wody	114	114	119	122	127
Wskaźnik przepływu przez deflektory, mm słupa wody	94	94	102	102	107
Temperatura powietrza chłodzącego, °C	—11	— 5	1	7	18
Temperatura oleju wchodzącego, °C	71	68	71	71	77

Uwaga: Podczas każdej próby skład mieszanki ulegał zmianie od bogatego do ubogiego poprzez punkt maksymalnej mocy. Przepustnica była całkowicie otwarta na wysokości 5330 m. Na innych wysokościach ciśnienie ładowania było zmieniane celem uzyskania spadku mocy, zapewniającego stałe odprowadzanie ciepła przez ścianki cylindrów.



Rys. 4. Zależność temperatury pod tylną świecą od wysokości.

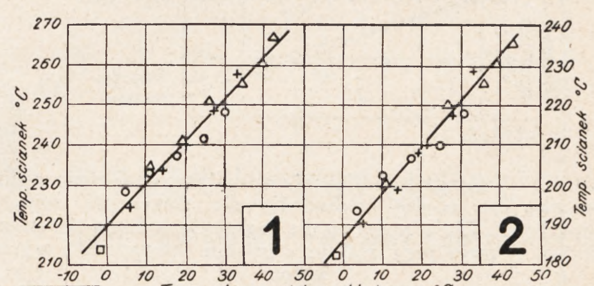
X — temperatury zmierzone.
O — temperatury obliczone dla wykładnika x = 0,8.
Δ — temperatury obliczone dla wykładnika x = 0,5.

wysokości, można obliczyć zmiany temperatur pod świecami z wysokością zgodnie z proponowanem równaniem. Najciekawsze jest to, że przy wprowadzeniu oczekiwanego wykładnika 0,5 obliczone temperatury znacznie odbiegają od zmierzonych, podczas gdy zastosowanie wykładnika 0,8, odpowiadającego przepływowi burzliwemu daje wyniki obliczone, dostatecznie zgodne ze stwierdzonemi podczas prób.

Krzywe temperatury pod tylnemi świecami w funkcji wysokości dla poszczególnych cylindrów miały ten sam ogólny przebieg. Nie stwierdzono tego dla analogicznych krzywych, otrzymanych dla przednich świec, różniących się znacznie między sobą. We wszystkich wypadkach przednie temperatury były znacznie niższe od odpowiednich tylnych i nie wykazywały wyraźnej tendencji rosnącej ze wzrostem wysokości.

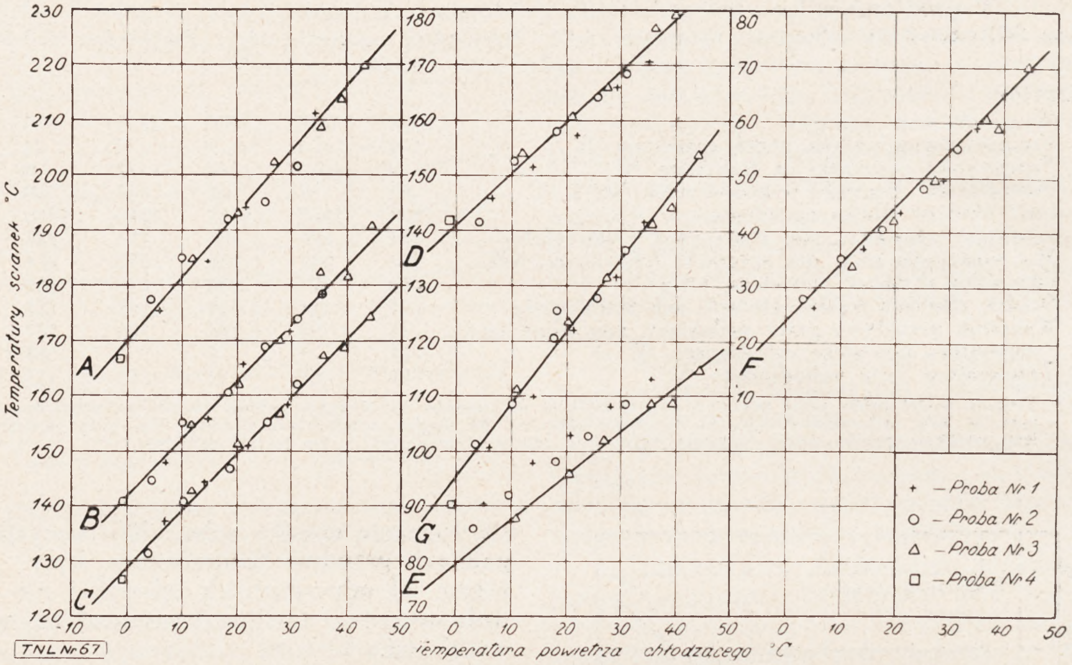
Doświadczenia ze zmienną temperaturą powietrza chłodzącego

Niejednokrotnie zachodzi potrzeba znajomości wpływu temperatury powietrza chłodzącego na ścianki cylindrów podczas lotu na danej wysokości i ciśnieniu ładowania. Celem uzyskania potrzebnych danych przeprowadzono serję prób na silniku jednocylindrowym. Przy założonej wysokości i ciśnieniu ładowania przyjęto, że zmiana szybkości powietrza — przy wzięciu pod uwagę wpływu temperatury powietrza na moc i opór — jest w przybliżeniu proporcjonalna do $^1/_6$ potęgi temperatury bezwzględnej. Oznacza to, że przy podwyższeniu temperatury o 55°C szybkość samolotu i względna szybkość powietrza chłodzącego powinna się podnieść tylko o 3%. W czasie prób przy różnych temperaturach powietrza utrzymywano w przybliżeniu stałą szybkość. W związku z tem temperatury ścianek pozostawały pod wpływem temperatury i gęstości powietrza. Dla każdej temperatury powietrza chłodzącego dokonywano 31 odczy-

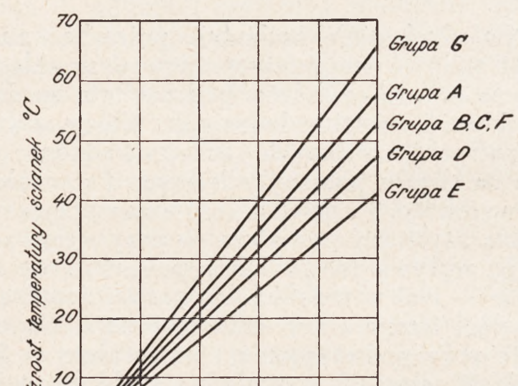


Rys. 5. Zależność temperatur ścianek od temperatury powietrza chłodzącego dla dwóch położeń termopar.

1 — przestrzeń dawkowa między tylną świecą a gniazdem zaworu wydechowego.
2 — podkładka pod tylną świecą.
Wyjaśnienie znaczków przy prostych — patrz rys. 6.

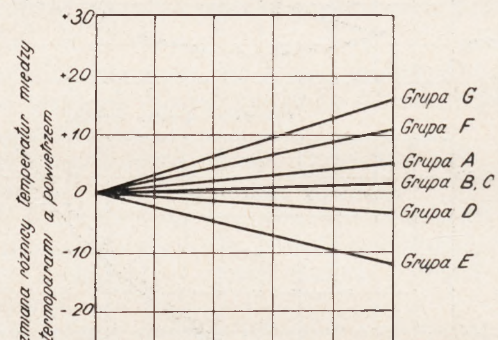


Rys. 6. Zależność temperatur ścianek od temperatury powietrza chłodzącego przy stałej szybkości; podane temperatury są średniemi dla poszczególnych grup termopar. Znaczenie liter podano pod rys. 7.



Rys. 7. Zmierzony wpływ temperatury powietrza chłodzącego na ścianki cylindrów dla pokazanej zmiany przepływu. Linje przerywane pokazują zmienność przepływu w locie przy stałem ciśnieniu ładowania i wysokości.

Grupa	Położenie	Ilość termopar
A	Przestrzeń dawkowa i kanał wydechowy	10
B	Wierzchołek tulei we wnętrzu głowicy	5
C	Połowa wysokości tulei	4
D	Tył tulei przy dolnem żeberku	1
E	Kołnierz tulei	4
F	Ścianka skrzynki i oś zaworu wlotowego	2
G	Ścianka skrzynki, oś i gniazdo sprężyny zaworu wydechowego	3



Rys. 8. Zmierzony wpływ zmian temperatury powietrza chłodzącego na różnicę między temperaturami termopar i powietrza. Znaczenie linji przerywanych i liter podano pod rys. 7.

tów temperatur. Cztery próby zostały przeprowadzone przy jednakowych w przybliżeniu wartościach stałego ciśnienia ładowania, temperatury powietrza przed gaźnikiem, składu mieszanki, obrotów i temperatury oleju wchodzącego. Dla każdej z czterech prób wyznaczono następnie przebieg temperatur dla każdej z termopar

w zależności od temperatury powietrza chłodzącego.

Na rys. 5 pokazano dwie z pośród 31 otrzymanych krzywych, przedstawiających zależność temperatur w różnych miejscach od temperatury powietrza chłodzącego. Przez zgrupowanie danych dla wszystkich otrzymanych krzywych odpowiednio do zbliżonych pochyleń i przez wzięcie wartości średnich w obrębie każdej grupy otrzymano krzywe, przedstawione na rys. 6. Różnice w pochyleniach pomiędzy krzywemi jakiejkolwiek grupy były, z niewieloma wyjątkami, małe.

Rozpatrzenie tych danych prowadzi do następujących wniosków:

1) Między temperaturami ścianek i szybkością powietrza chłodzącego przy stałej wysokości i ciśnieniu ładowania zachodzi linjowa zależność.

2) Zmienność temperatur ścianek z temperaturą powietrza chłodzącego zależy od położenia termopary w kierunku wysokości cylindra.

Krzywe A, B i C rys. 6 podają średnie wyniki dla przestrzeni dawkowej, oraz górnej i środkowej części tulei cilindra. Wstawiając w poprzednio zaproponowane równanie wartości, wzięte z tych krzywych dla temperatury powietrza chłodzącego, wynoszącej — 7°C, można obliczyć spodziewane temperatury ścianek przy temperaturze powietrza chłodzącego 49°C.

Dla temperatury powietrza chłodzącego 49° C	Grupa A Ścianki przestrzeni dawkowej °C	Grupa B Ścianki przestrzeni dawkowe °C	Grupa C Ścianki w połowie tulei °C
Temperatury ścianek			
zmierzone	225	193	180
obliczone (x = 0.5)	224	198	184

Zgodność temperatur obliczonych ze zmierzonemi jest bliska dla 10 termopar w sąsiedztwie przestrzeni dawkowej (grupa A), mniej zadawalająca natomiast dla grup tulei cylindra. Może to być przypisane okoliczności, że wartość spółczynnika *x* dla tulei wypadła cokolwiek niższa aniżeli 0,5, wprowadzone do obliczeń.

Rys. 7 daje porównanie średnich pochyleń krzywych dla poszczególnych grup. Średnia temperatura ścianek przestrzni dawkowej (grupa A) rosła o 114° na 100° wzrostu temperatury powietrza chłodzącego. Temperatury skrzynek zaworów wydechowych, aczkolwiek niższe, wzrastały przeciętnie w tych samych warunkach o 131°. Rys. 8 przedstawia te same dane wyrażone pod postacią procentu różnicy temperatur między ściankami a powietrzem chłodzącem dla wzrostu temperatury powietrza chłodzącego o 50°C. Różnica temperatur przy przestrzeni dawkowej wzrosła o 5%. Ta sama różnica u góry i w połowie tulei wzrosła tylko o 2%, wskazując ponownie na istnienie w tych miejscach wykładnika, cokolwiek niższego aniżeli w sąsiedztwie przestrzeni dawkowej.

Znaczny wzrost różnicy temperatur przy skrzynkach zaworów, 16% dla wydechu i 11% dla wlotu, odbiega od wyników, otrzymanych dla innych grup. Malejąca różnica temperatur w dolnej części tulei i przy jej podstawie może być przypisana zwiększonemu odpływowi ciepła do oleju i masy karteru w miarę podnoszenia temperatur tulei. Okoliczność ta nie występuje prawdopodobnie dla warunków, w jakich pracuje silnik gwiazdowy podczas lotu.

Dzięki zastosowaniu znacznej ilości termopar udało się ustalić całkowity rozkład temperatur dla badanego układu cylindra. Na rys. 1 podano wartości temperatur (w °F), występujących w ustalonych warunkach pracy silnika. Najwyższą temperaturę (478°F, czyli 248°C) stwierdzono na ściance przestrzeni dawkowej pomiędzy wgłębieniem dla tylnej świecy a gniazdem zaworu wydechowego (rys. 1). Przekonano się, że temperatura w tem miejscu przekracza temperaturę pod tylną świecą średnio o 28°C. Temperatura występu dla prowadnicy zaworu wydechowego okazała się nieco niższa od temperatury pod tylną świecą. Interesujące są wartości temperatur gniazda sprężyny zaworu wydechowego i osi dźwigienki zaworu wydechowego (350 i 239°F czyli 177 i 115°C, rys. 1).

(D. n.)

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

OD KOMISJI WYDAWNICZEJ Z.P.I.L. I REDAKCJI

Rozpoczynając druk „Kroniki Z. P. I. L. — jako dodatku do technicznego organu Związku — będziemy się starali o podawanie w niej poza wszelkiemi wiadomościami dotyczącemi działalności naukowo-technicznej, organizacyjnej, społecznej i towarzyskiej Związku, również aktualne zagadnienia społeczno-techniczne, mogące interesować ogół polskich inżynierów lotniczych.

Zwracamy się więc do Kolegów z prośbą o współpracę i utrzymanie ścisłej łączności z tem wydawnictwem przez nadsyłanie wszelkich wiadomości, mogących zająć czytelników.

KONKURS

Departament Aeronautyki M. S. Wojsk. nadesłał do Z.P.I.L. warunki konkursu na „śmigło o skoku nastawnym w locie". Informacji w sprawie konkursu udziela Biuro Techniczne Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa, Puławska 4, tel. 8.34.13, w godzinach urzędowania; pozatem szczegółowe warunki konkursu są w posiadaniu Sekretarjatu Z.P.I.L. (Warszawa, ul. 6 Sierpnia 50).

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Dębska Urszula, Warszawa.
Dudziński Stanisław, Warszawa.
Misiurewicz Eugenjusz, Warszawa.
Sieklucki Bohdan, Lublin.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Analiza wyrwania w świetle polskich wymagań wytrzymałościowych wygłosił dnia 3 kwietnia 1936 r. inż. Franciszek Janik.

Przepisy polskie różnią się dość znacznie od zagranicznych w ujęciu wypadków obciążenia przy wyrwaniu głównie tem, że według I. B. T. L. zakłada się nie kilka arbitralne przyjętych wypadków lotu, lecz ciągły szereg stanów czyli etapów wyrwania, przedstawiony zapomocą t. zw. „krzywej wyrwania". Krzywa ta przedstawia w funkcji spółczynnika nośności c_y spółczynnik przeciążenia *m*, równy wielokrotności przyspieszenia ziemskiego *g* działającej prostopadle do toru ($m = P_y / Q$) Na podstawie krzywej wyrwania można dla ważniejszych elementów nośnych wykreślić „linje wpływowe", których maxima oznaczają obciążenia największe, miarodajne dla tych części. Wykres $m = f(c_y)$ ma tę dogodność, że na nim linje $V = const$ są prostemi przechodzącemi przez początek spółrzędnych. Podstawowemi wielkościami krzywej wyrwania są spółczynnik obciążenia na dużych kątach natarcia m_I i obliczeniowa szybkość nurkowania V_n. Obie te wielkości tak u nas, jak zagranicą są umowne, t. j. zakładamy, że pilot ich nie przekroczy; co do V_n często ze względu na inne czynniki nie pozwala się na przekroczenie pewnej wartości użytkowej, mniejszej od obliczeniowej. Oprócz przeliczenia konstrukcji na obciążenie dopuszczalne przepisy polskie jak i większość zagranicznych, wymagają jeszcze przeliczenia na obciążenie łamiące. Spółczynnik *n* tego obciążenia wyraża się iloczynem spółczynnika dopuszczalnego *m* i spółczynnika pewności ν; ten ostatni waha się od 1,5 do 2,0, zależnie od rodzaju obciążenia danego elementu.

Następnie przeprowadził prelegent analizę wyrwania takiego, jakie jest przedstawione umowną krzywą $m = f(c_y)$, zakładając, że pilot, wychodząc z lotu nurkowego o szybkości równej dopuszczalnej szybkości V_n, tak kieruje samolotem, że spełniona zostaje zależność między przyspieszeniem *m.g* prospopadłem do toru, a spółczynnikiem nośności c_y. Pokazane wykresy stanowiły wynik całkowania równań ruchu krok za krokiem i przedstawiały tor wyrwania dla trzech przeliczonych wypadków. Najbardziej zbliżonym do rzeczywistości wydaje się przebieg wyrwania, wyobrażony na wykresie $m = f(c_y)$ parabolicznem przejściem między prostemi $V_n = const.$ i $m_I = const.$ Połączenie biegunowej równowagi z wykresem $m = f(c_y)$ pozwala na dogodne przedstawienie sił działających na samolot w ruchu przyspieszonym w postaci zamkniętego wieloboku wektorowego dla poszczególnych etapów wyrwania. Na zakończenie wspomniał prelegent jeszcze o tem, jak dla obciążeń elementów kadłuba przez siły pochodzące od usterzenia można się również posługiwać linjami wpływowemi i wyznaczyć za ich pomocą największe obciążenia.

W ciągu dyskusji wyjaśniono pewne nieporozumienie, dotyczące krzywej wyrwania. Krzywa według przepisów nie przedstawia przebiegu konkretnego wypadku wyrwania, gdyż naprz. niemożliwością byłoby utrzymać stałą prędkość nurkowania przy zwiększającem się przyspieszeniu; krzywę tę należy uważać raczej za obwiednią wszystkich dopuszczalnych wypadków obciążeń.

Inż. Stępniewski uważa, że określenie dopuszczalnej szybkości nurkowania jako ułamka szybkości granicznej nie jest logiczne, przynajmniej dla szybowców, gdyż np. przy szybowcu o $V_{gr} = 50$ *m/s* szybkość ta zostanie już osiągnięta po 400 *m* spadku, podczas, gdy dla innego szybowca, aerodynamicznie doskonalszego, szybkość graniczna, w tym wypadku = 100 *m/s*, może być osiągnięta dopiero po spadku z wysokości 1200 *m*; szybowiec budowany na ten nierealny warunek będzie miał obciążający go nadmiar wytrzymałości. Powtarza swą propozycję, wysuniętą już przy tworzeniu przepisów szybowcowych, aby dopuszczalną szybkość nurkowania określać w zależności od pewnego czasu spadku. W odpowiedzi prelegent zaznacza, że szybkość nurkowania będzie w ogólności zależna również od początkowej szybkości poziomej i że okoliczność ta jest uwzględniona we wzorze IBTL: $V_n = V_{max} + k_n (V_{gr} - V_{max})$.

Inż. Jakimiuk zauważa, że o ile szybkość nurkowania jest wielkością fizyczną łatwo uchwytną dla pilota, to spółczynnik *m* i kształt paraboli na wykresie $m = f(c_y)$ niemi nie są. Polska metoda określenia obciążeń, choć stanowi niewątpliwie krok naprzód w porównaniu z zagranicznemi, nie uwzględnia pilota, który nie zdoła utrzymać się na teoretycznej krzywej wyrwania. Inż. Jakimiuk proponuje, aby przepisać pilotowi pewną zależność między czasem a kątem wychylenia steru wysokości, z którejto zależności można matematycznie wyprowadzić przebieg wyrwania i przyspieszeń.

Inż. Prauss proponuje w tym samym celu ograniczenie sił na drążku sterowym zapomocą odpowiedniego mechanizmu.

Inż. Challier podkreśla, że najprostszym sposobem jest zabudowanie przyspieszeniomierza na samolocie

i oznaczenie wartości dopuszczalnej *m* czerwoną kreską. Na podniesione zarzuty, że przyrząd ten posiada pewną bezwładność, tak że samolot może przekroczyć wartość dopuszczalną zanim ją instrument wykaże, odpowiada inż. Challier, że przyspieszeniomierz jest dostatecznie czuły i natychmiast reaguje i dlatego w Stanach Zjednoczonych jest w powszechnem użyciu. Natomiast próby posługiwania się siłą na drążku sterowym zawiodły, ponieważ siła ta jest między inn. zależna od wyważenia samolotu.

Inż. Kosko przypomina opublikowane niedawno w jednem z czasopism angielskich wyniki obliczeń toru wyrwania i przyspieszeń przy założeniu nagłego wychylenia steru i stałego kąta wychylenia. Wpływ położenia środka ciężkości okazał się tu bardzo znaczny, mianowicie samoloty ciężkie na ogon osiągają znacznie większe przyspieszenia niż samoloty wyważone do przodu. Miarodajną zatem dla wytrzymałości samolotu byłaby także jego zwrotność, czego przepisy nie uwzględniają. Dowolność określenia wielkości *m* w przepisach nie zawsze odpowiada możliwościom samolotu. *Odpowiedź:* Spółczynnik *m* jest wielkością umowną miarodajną dla wytrzymałości i pilot musi się do niej stosować. Elementarną miarą przyspieszenia dla pilota jest jego fizjologiczne wyczucie.

Inż. Jakimiuk uważa jednak, że przynajmniej dla samolotów akrobacyjnych trzebaby się bardziej liczyć z fizykalnem zjawiskiem wyrwania, coby pozwoliło uniezależnić konstruktora od niektórych dowolnych założeń, zawartych w przepisach. Z przebiegu zjawiska wyrwania możnaby oczywiście odtworzyć krzywą $m = f\ (c_y)$.

Prelegent jest jednak zdania, że dla praktycznych rozwiązań droga odwrotna, przyjęta przez przepisy, okaże się bardziej celową. Zbędnem jest też wymaganie od większości samolotów, aby dały wykorzystać swą zwrotność do ostatecznej granicy, gdyż sam wzgląd na zdrowie pilota nie pozwoliłby na to.

O próbach zdatności silników lotniczych wygłosił dnia 24 kwietnia 1936 r. inż. Józef Dziewoński.

Próby zdatności silników lotniczych mają znaczenie formalne i techniczne. W skład próby zdatności wchodzą następujące próby: 1) próby mocy, których zadaniem jest wyznaczenie charakterystycznych mocy silnika, 2) próby wytrzymałości, w czasie których badaniu podlega niezawodność pracy i długowieczność silnika i 3) próby specjalne, badające przydatność silnika do pewnych warunków pracy, mogących wystąpić w użytkowaniu.

Silniki lotnicze przeznaczone są do różnych zadań, niewłaściwe jest zatem badanie wszystkich w tych samych warunkach, co nie znaczy jednak, aby dla każdego typu i przeznaczenia silnika przeprowadzać inną próbę zdatności. Najlepsze jest rozwiązanie kompromisowe i utworzenie paru grup, do których byłyby dobrane najwłaściwsze warunki prób zdatności. Prelegent proponuje podział silników na dwie grupy: akrobacyjne i transportowe i opracowanie dwóch odpowiednich typów prób zdatności.

Za zróżniczkowaniem prób zdatności przemawia jeszcze różne pochodzenie silników. Pośpiech, istniejący przy wprowadzaniu silników nowej konstrukcji przemawia za skróceniem prób na hamowni i przyśpieszeniem prób silnika na samolocie. Dla silników tej kategorji należy zatem obmyśleć wstępną skróconą próbę zdatności, której wynik kwalifikowałby silnik do lotu; normalna próba zdatności byłaby wówczas prowadzona wraz z próbami w locie.

Czas trwania próby zdatności zależy od próby wytrzymałości, której długość waha się w różnych przepisach od 50 do 150 godzin (U. S. Navy). Surowość próby zdatności zależy od warunków miejscowych: inne znaczenie ma ona naprzykład w Stanach Zjednoczonych, gdzie chodzi o eliminację konstrukcji mniej wartościowych, inaczej zaś jest u nas, gdzie zależy raczej na dopuszczeniu do użytku nielicznych silników krajowej konstrukcji a nie na utrącaniu silników mniej wartościowych.

Próba wytrzymałości jest podzielona na okresy, których długość bywa różna, najczęściej 10-godzinna. Prelegent rzuca myśl podziału próby na okresy krótsze (np. trzygodzinne dla transportowych, krótsze dla akrobacyjnych), przyczem moc w obrębie pojedyńczego okresu ulegałaby zmianom: od maksymalnej, odpowiadającej startowi, na początku okresu spadałaby do wartości niższej, aż do krótkotrwałego podwyższenia mocy bezpośrednio przed ukończeniem próby. Taka próba dawałaby większe szanse wykrycia słabych stron silnika w przeciwieństwie do obecnej próby wytrzymałości, prowadzonej przy 9/10 mocy i wykazującej w większym stopniu odporność mechaniczną aniżeli termiczną silnika. Ponadto potrzebne byłoby wprowadzenie okresu przy maksymalnej mocy przejściowej, występującej naprzykład podczas lotu samolotu dwusilnikowego na jednym silniku.

Kwestja zużycia paliwa jest pominięta w większości prób zdatności, za wyjątkiem próby U. S. Navy, Zdaniem prelegenta silniki powinny być również badane przy pracy na ubogiej mieszance. Próba zdatności podlega sankcjom, które powinny być w naszych warunkach interpretowane łagodniej, niż przy silnem współzawodnictwie istniejącem zagranicą.

Przechodząc do prób specjalnych prelegent wymienia jako najważniejsze próbę przy niskiem zużyciu paliwa i ustalenie potrzebnej liczby oktanowej paliwa. Nad innemi próbami specjalnemi jak próbą nadobrotów, drgań, obrotów krytycznych, pracy silnika pochylonego, prelegent nie zatrzymał się dłużej, zaznaczając między innemi, że próby drgań są uwzględnione jedynie w przepisach niemieckich i że mająca duże znaczenie próba rozruchu jest w przepisach niesłusznie pominięta.

Prelegent zakończył następującemi wnioskami:

1. W naszych warunkach próba zdatności nie jest próbą eliminacyjną, wobec czego element formalny powinien spełniać rolę drugorzędną.

2. Próby zdatności powinny być bardziej zróżniczkowane odpowiednio do przeznaczenia silników, zbliżając się w ten sposób do rzeczywistych warunków ich pracy.

3. Wynikiem próby zdatności powinno być dostarczenie możliwie wyczerpującego materjału dla użytkownika, ułatwiającego zabudowanie silnika na samolocie i przewidzenie ewentualnych trudności.

W ciągu dyskusji zabrali głos:

Inż. Seńkowski uważa, że próba zdatności przechodzi obecnie kryzys; dawniej 50-godzinna próba silnika na hamowni dawała gwarancję jego jakości; obecnie istnieje duża rozpiętość między warunkami pracy silnika na hamowni i w locie, zaznaczająca się przedewszystkiem dla silników o chłodzeniu powietrznem. W naszych warunkach istnieją w związku z próbami zdatności dwa punkty widzenia: pierwszy dla silników licencyjnych, co do których wystarczy, aby nie były gorsze od silników oryginalnych, drugi zaś dla silników własnej konstrukcji. W stosunku do ostatnich dużą rolę gra zdanie sobie sprawy z ich jakości na tle współczesnego stanu budowy silników lotniczych. Porównanie takie jest utrudnione wobec różnorodności przepisów prób, przyjętych zagranicą. Oddziaływania, powodujące deprecjację silnika podczas pracy można podzielić na cztery grupy: a) czynniki dynamiczne (bezwładność, ciśnienie gazów), b) czynniki termiczne (wpływ temperatury an spadek wytrzymałości, korozja), c) czynnik mechaniczny przebytej drogi (zużycie) i d) czynnik chemiczny (wpływ czteroetylku ołowiu). Łączenie prób zdatności z próbami doświadczalnemi uważa za nieracjonalne, lepiej przeznaczyć do tego celu dwa różne silniki.

Inż. Janik zarzuca, że cała wiedza o silnikach jest oparta na zbyt długotrwałych próbach. Proponuje próby skrócone, podzielone na parę etapów, poświęconych badaniu poszczególnych czynników zużycia, wymienionych przez inż. Seńkowskiego. Dla każdego czynnika należałoby ustalić jego oddziaływanie w funkcji czasu. Należałoby badać zachowanie się silnika pod wpływem momentów żyroskopowych ustawiając silnik w tym celu na specjalnej kołysce. Mało uwagi zwraca się dotychczas na zdobycie danych, potrzebnych dla konstruktora i użytkownika samolotu. I. B. T. L. wysunął projekt badania wielkości momentu biegu luzem dla różnych obrotów; pozwoliłoby to zdać sobie sprawę z możliwości rozbiegania się silnika.

Inż. Challier wyraża przekonanie, że należy oddzielić od siebie badania bezpieczeństwa pracy silnika od ekonomji. Krótka próba zdatności powinna się zająć jedynie ustaleniem bezpieczeństwa, zaś badania ekonomji pracy powinny wejść w zkres specjalnej dłuższej próby użytko-

wności. Określenie takich danych, jak minimalna dopuszczalna dla silnika liczba oktanowa paliwa, moc przelotowa, dopuszczalne ciśnienie ładowania powinno należeć do wytwórcy. Uznając celowość podziału silników na grupy podkreśla potrzebę uzupełnienia obecnych przepisów prób zdatności.

Inż. Nowkuński przypomina, że amerykanie zwykli podawać dawniej dla silników ich moc i obroty nominalne dobierając według tego śmigło, zaś anglicy podawali ponadto moc maksymalną dopuszczalną na krótki okres czasu. Obecne dążenia amerykańskie idą w kierunku podawania trzech mocy: przelotowej, normalnej (rozwijanej naprzykład podczas lotu przez silnik samolotu dwusilnikowego w razie zatrzymania drugiego) i startowej. Moc, którą silnik ma rozwijać w czasie próby zdatności, zależy od życzenia konstruktora płatowca. Ustalając czas trwania próby wytrzymałości należy przekroczyć ilość zmian obciążenia, miarodajną dla granicy zmęczenia części silnika, to znaczy 10^7. Odpowiada temu w przybliżeniu 100 godzin pracy. Przy ustalaniu długości okresów należy się skłaniać do okresów nie krótszych, niż 10-godzinnych, zmuszających silnik do dłuższej pracy bez regulacji luzów zaworowych.

Inż. Kamienobrodzki wyraża przekonanie, że wytwornia powinna deklarować charakterystyki silnika, między innemi minimalne zużycie paliwa. 9/10 mocy, przy których jest dziś przeprowadzana próba wytrzymałości, jest dziś podawane w stosunku do mocy na ziemi; określanie daje inny stosunek tak obliczonej mocy do mocy nominalnej, rozwijanej przez silnik na wysokości nominalnej. Stosunek ten maleje ze wzrostem wysokości nominalnej silnika. Poddaje krytyce używane dziś wzory redukcyjne. Moce silników, badanych na hamowni w różnych porach roku różnią się między sobą po zredukowaniu do warunków wzorcowych nieraz o 10% zamiast przepisanych 3% max.

Kpt. Krasiński uważa za konieczne przeprowadzanie specjalnej próby przy ciśnieniu i obrotach maksymalnych. Moc uzyskiwana w tych warunkach może być osiągnięta w locie dzięki wprowadzeniu śmigieł nastawnych.

Odpowiadając na sprawy poruszone w dyskusji prelegent nie zgodził się, aby w naszych warunkach większość prób pozostawić wytwórni. Opieranie się na przykładach zagranicznych nie jest miarodajne, gdyż starania obcych fabryk są podyktowane współzawodnictwem, które u nas nie istnieje. W naszych warunkach próby zdatności powinny mieć nietylko znaczenie sprawdzające ale i dydaktyczne. Przy porównaniu silników polskiej konstrukcji z zagranicznemi nie wystarczy oparcie się na przepisach międzynarodowych, mających znaczenie przepisów minimalnych. Przeprowadzenie takiego porównania wymagałoby kupna silnika zagranicznego celem poddania go próbom łącznie z silnikiem krajowym lub też zbadania silnika krajowego w warunkach prób zagranicznych. Projekt inż. Janika skróconej oceny wpływów, jakim ulega silnik, jest zbyt teoretyczny, narazie pozostaje jedynie długotrwała próba. Bardzo długa próba jest niecelowa, gdyż nie należy się obawiać, że wytwarzane silniki okażą się niedość długowieczne. Ważniejszą rolę, aniżeli zużycie silników, odgrywa ich przedawnianie się w związku z modernizacją sprzętu lotniczego.

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1. Dnia 28 kwietnia b. r. odbyło się Zwyczajne Roczne Walne Zebranie Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych.

Zebranie zagaił Wiceprezes Zarządu Zrzeszenia inż. Wacław Makowski — Dyr. Nacz. Polskich Linji Lotniczych „LOT", poczem zaproszono na przewodniczącego Walnego Zebrania inż. Jerzego Słubickiego — przedstawiciela Huty Pokój i na sekretarza inż. Jerzego Wędrychowskiego — Dyr. Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych.

Zebranie zatwierdziło sprawozdanie z działalności Zarządu, zamknięcia rachunkowe za 1935 r., preliminarz budżetowy na 1936 r., oraz przyjęło do wiadomości sprawozdanie Komisji rewizyjnej, na wniosek której udzielono Zarządowi absolutorjum.

Przedłużono kadencję dotychczasowych władz Zrzeszenia do chwili zatwierdzenia przez Ministerstwo Przemysłu i Handlu nowego statutu Zrzeszenia, co ma nastąpić w najbliższych tygodniach, poczem zwołane będzie specjalne Walne Zebranie wyborcze.

2. Z upoważnienia Naczelnych Władz Lotniczych i z Ich wydatną pomocą ,Zarząd Zrzeszenia organizuje polskie stoiska narodowe wytwórczości lotniczej na następujących wystawach w roku bieżącym:

1. Międzynarodowa Wystawa Lotnicza w Stockholmie (15 — 31.V.).
2. Wystawa Przemysłu Metalowego i Elektrotechnicznego w Warszawie (23.VIII — 11.X.).
3. Międzynarodowy Salon Lotniczy w Paryżu 13 — 29.XI.).

3. Dzięki przystąpieniu Zrzeszenia do spółki „Sepewe" s. z. o. o. Eksport Przemysłu Obronnego w Warszawie i powierzenia tej spółce generalnego przedstawicielstwa eksportowego swych członków, działalność eksportowa w zakresie sprzętu lotniczego znacznie się ożywiła. Ostatnio zawarto umowy na poważniejsze dostawy samolotów, ich części i materjałów konstrukcyjnych.

4. Komisja Lotnicza Polskiego Komitetu Normalizacyjnego (PKN) prowadzona przez Zrzeszenie i współpracująca z Komisją Normalizacyjną Dep-u Aeronautyki mieści się w lokalu Zrzeszenia w Warszawie, ul. Wilcza 65 m. 1, tel. 8-23-52.

Przewodniczący: inż. Z. Arnd, sekretarz: inż. W. Łobanowski, członek: inż. M. Kurman.

5. Sekcja lotnicza Muzeum Przemysłu i Techniki, pozostaje pod opieką Zrzeszenia PPL. Skład sekcji jest następujący: Przewodniczący: prof. C. Witoszyński, zastępca przewodniczącego inż. Z. Arnd, sekretarz vacat. członkowie. Pp. inż. P. Borejsza, technlg. dypl. A. Cichy, Płk. inż. C. Filipowicz, Płk. H. Grabowski, Technlg. dypl. J. Horbaczewski (Asyst. Muz.), Por. rez. A. Karpiński, Płk. pilot T. Karpiński, Por. rez. W. Kęsicki, Dyr. inż. M. Kurman, Prof. Polit. G. Mokrzycki, inż. S. Olszewski, dr. inż. J. Pawlikowski, Dyr. inż. M. Pietraszek, Dyr. inż. S. Piotrowski, Prof. Akad. Szt. P. T. Pruszkowski, Dyr. inż. W .Rumbowicz, Kpt. inż. R. Suryn, Kpt. inż. S. Szumiel, Płk. J. Wolszlegier, Płk. inż. J. Zajączkowski, Dyr. inż. L. Zejfert.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.

2678 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.